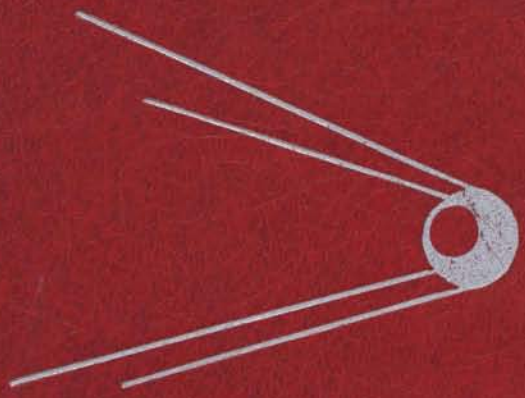
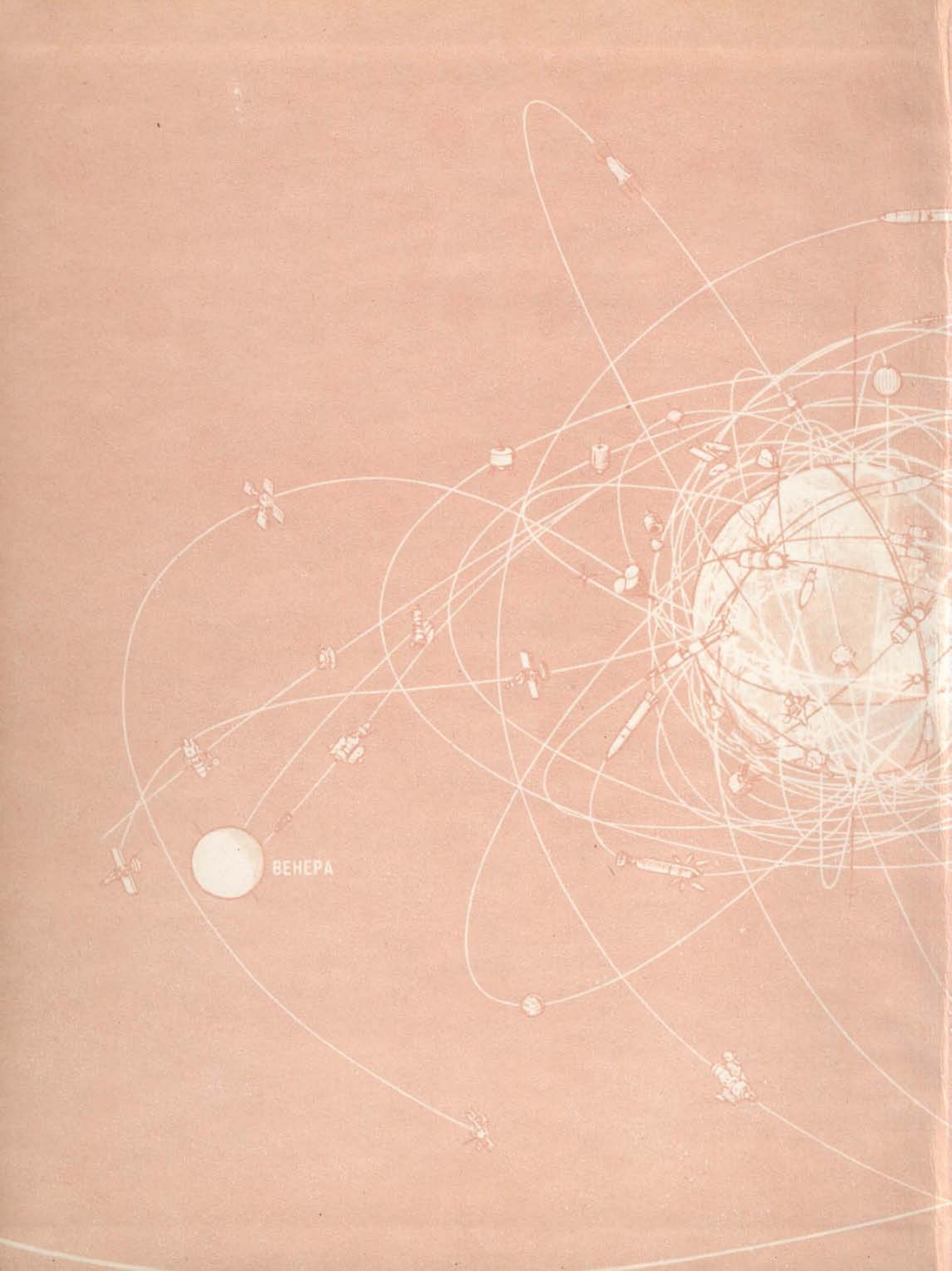
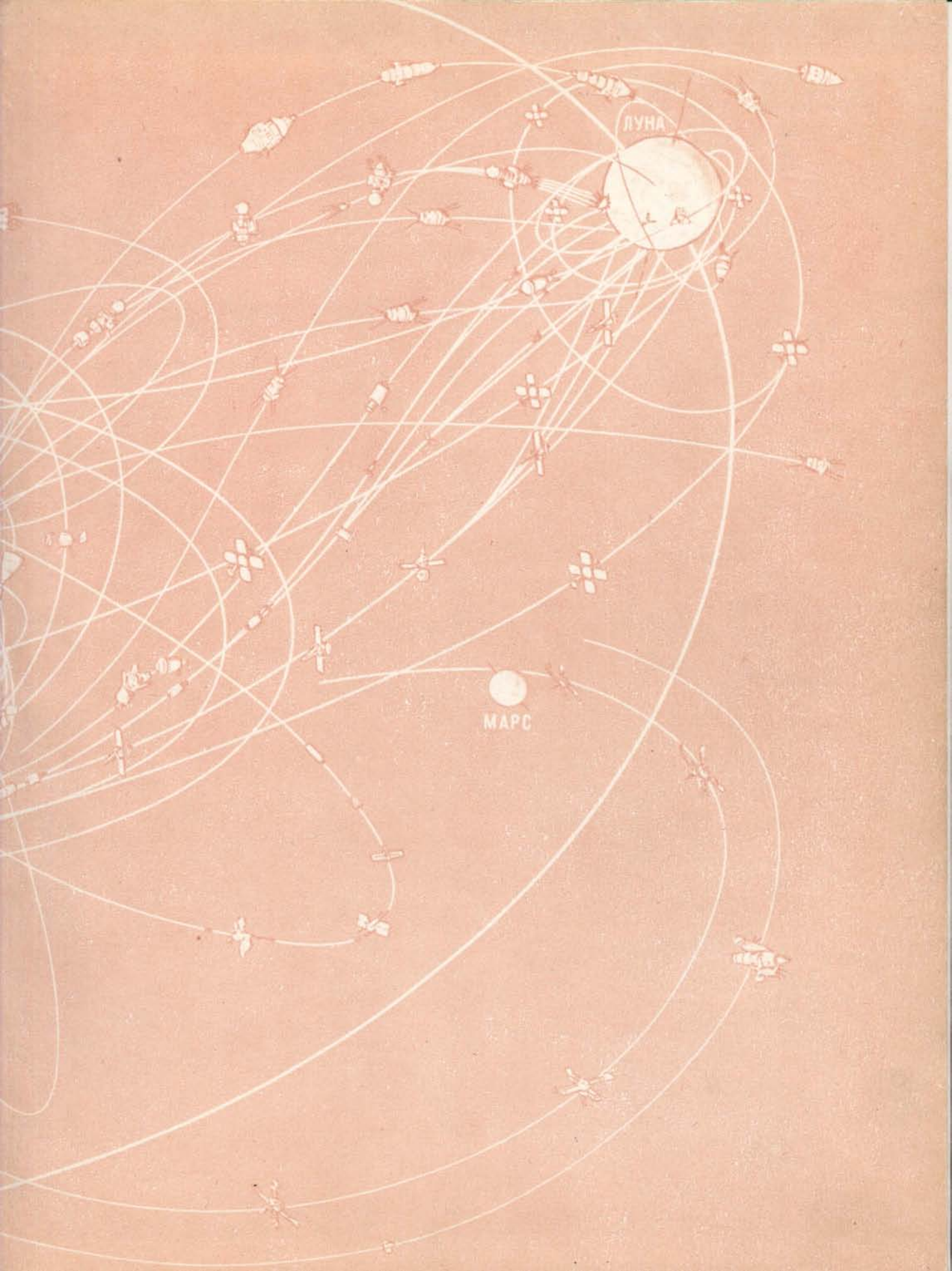
КОСМОНАВТИКА

ЭНЦИКЛОПЕДИЯ




ВЕНЕРА


ЛУНА
МАРС

КОСМОНАВТИКА
ЭНЦИКЛОПЕДИЯ

НАУЧНО-РЕДАКЦИОННЫЙ СОВЕТ
ИЗДАТЕЛЬСТВА
„СОВЕТСКАЯ ЭНЦИКЛОПЕДИЯ“

А. М. ПРОХОРОВ
(председатель)
И. В. АБАШИДЗЕ
П. А. АЗИМОВ
А. П. АЛЕКСАНДРОВ
В. А. АМБАРЦУМЯН
М. С. АСИМОВ
С. Ф. АХРОМЕЕВ
Ю. Я. БАРАБАШ
Н. В. БАРАНОВ
А. Ф. БЕЛОВ
Н. Н. БОГОЛЮБОВ
Ю. В. БРОМЛЕЙ
В. Х. ВАСИЛЕНКО
Л. М. ВОЛОДАРСКИЙ
В. В. ВОЛЬСКИЙ
В. П. ГЛУШКО
Д. Б. ГУЛИЕВ
А. А. ГУСЕВ
(зам. председателя)
Н. А. ЕГОРОВА
В. П. ЕЛЮТИН
В. С. ЕМЕЛЬЯНОВ
К. А. ЗУФАРОВ
Ю. А. ИЗРАЭЛЬ
А. А. ИМШЕНЕЦКИЙ
А. Ю. ИШЛИНСКИЙ
М. И. КАБАЧНИК
Г. А. КАРАВАЕВ
Б. М. КЕДРОВ
Г. В. КЕЛДЫШ
В. А. КИРИЛЛИН
И. Л. КНУНЯНЦ
Е. А. КОЗЛОВСКИЙ
М. К. КОЗЫБАЕВ
Ф. В. КОНСТАНТИНОВ
В. А. КОТЕЛЬНИКОВ
В. Н. КУДРЯВЦЕВ
М. И. КУЗНЕЦОВ
(зам. председателя)
В. Г. КУЛИКОВ
И. А. КУТУЗОВ
Г. И. МАРЧУК
Ю. Ю. МАТУЛИС
Г. И. НААН
И. С. НАЯШКОВ
Б. О. ОРУЗБАЕВА
В. Г. ПАНОВ
(первый зам. председателя)
Б. Н. ПАСТУХОВ
Б. Е. ПАТОН
В. М. ПОЛЕВОЙ
М. А. ПРОКОФЬЕВ
Ю. В. ПРОХОРОВ
Н. Ф. РОСТОВЦЕВ
А. М. РУМЯНЦЕВ
Б. А. РЫБАКОВ
В. П. САМСОН
М. И. СЛАДКОВСКИЙ
В. И. СМИРНОВ
Г. В. СТЕПАНОВ
В. Н. СТОЛЕТОВ
Б. И. СТУКАЛИН
М. Л. ТЕРЕНТЬЕВ
И. М. ТЕРЕХОВ
В. А. ТРАПЕЗНИКОВ
П. Н. ФЕДОСЕЕВ
М. Б. ХРАПЧЕНКО
Е. И. ЧАЗОВ
И. П. ШАМЯКИН

КОСМОНАВТИКА

ЭНЦИКЛОПЕДИЯ

ГЛАВНЫЙ РЕДАКТОР
В. П. ГЛУШКО

РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ
В. П. БАРМИН
К. Д. БУШУЕВ
В. С. ВЕРЕЩЕТИН
О. Г. ГАЗЕНКО
В. А. ДУБРОВСКИЙ
(зам. главного редактора)
М. Л. ЛИДОВ
Э. Р. МУСТЕЛЬ
Г. А. НАЗАРОВ
(ответственный секретарь)
А. М. ОБУХОВ
Б. В. РАУШЕНБАХ

МОСКВА
ИЗДАТЕЛЬСТВО
„СОВЕТСКАЯ ЭНЦИКЛОПЕДИЯ“
1985

6Т5.2(03)
К 71

РЕДАКЦИЯ ПРОМЫШЛЕННОСТИ И ТРАНСПОРТА

Зав. редакцией В. А. ДУБРОВСКИЙ, ст. научные редакторы Г. А. НАЗАРОВ, И. К. ШУВАЛОВ, научный редактор О. С. ВОРОБЬЕВА, мл. редакторы Т. Ф. КОЗЛОВА, И. Е. НИКИТИНА.

В подготовке энциклопедии к изданию принимали участие

Редакция словника — зав. редакцией А. Л. ГРЕКУЛОВА, редактор Г. А. САДОВА.

Литературно-контрольная редакция — зав. редакцией М. М. ПОЛЕТАЕВА, редактор Э. Д. ПОПОВА.

Группа библиографии — ст. научный редактор В. А. СТУЛОВ, ст. редактор В. Г. СОКОЛОВА, редактор В. Н. СЕЛЕЗНЕВА.

Группа транскрипции и этимологии — ст. научный редактор Л. Ф. РИФ, научные редакторы А. Ф. ДАЛЬКОВСКАЯ, Н. П. ДАНИЛОВА, М. Д. ДРИНЕВИЧ, Р. М. СПИРИДОНОВА.

Редакция иллюстраций — ст. художественный редактор Л. П. МУШТАКОВА.

Редакция картографии — зав. редакцией И. В. КУРСАКОВА, ст. научный редактор Л. А. ЛЮБКОВА.

Отдел комплектования — зав. отделом Р. Б. ИВАННИКОВА, мл. редактор Л. А. МЕДВЕДЕВА.

Техническая редакция — зав. редакцией А. В. РАДИШЕВСКАЯ, ст. технические редакторы Т. Е. ЛИСИЦЫНА, Р. Т. НИКИШИНА.

Корректорская — зав. корректорской Н. М. КАТОЛИКОВА.

Отдел перепечатки рукописей — зав. отделом Л. А. МАЛЬЦИНА.

Группа считки и изготовления наборного оригинала — руководитель группы А. Ф. ПРОШКО.

Производственный отдел — зав. отделом Л. М. КАЧАЛОВА.

Зам. директора В. А. КУПРИЯНОВ.

Главный художник Л. Ф. ШКАНОВ.

К $\frac{3607000000-005}{007(01)-85}$ КБ—6—33—1985

© ИЗДАТЕЛЬСТВО «СОВЕТСКАЯ ЭНЦИКЛОПЕДИЯ». 1985

ПРЕДИСЛОВИЕ

Космонавтика как наука об освоении космического пространства сформировалась в середине 20 в. Но ей предшествовали полёт фантазии, первые теоретические работы и эксперименты. Величайшую ценность научной фантазии в творческом процессе неоднократно подчёркивал В. И. Ленин: «Напрасно думают, что она нужна только поэту. Это глупый предрассудок! Даже в математике она нужна, даже открытие дифференциального и интегрального исчислений невозможно было бы без фантазии. Фантазия есть качество величайшей ценности...» (ПСС, 5 изд., т. 45 с. 125).

Рождение и развитие идеи полёта в мировое пространство имеет увлекательную историю. На начальном этапе воображаемый полёт человека в небесные просторы совершался с помощью магических средств, фантастических животных, ураганов и извержений вулканов и т. д. Прошли тысячелетия, и примерно в середине 17 века в фантастической литературе появились описания полётов человека на небесные тела с помощью технических средств: воздухоплавательных шаров, наполненных лёгким газом, паровых машин, пушек, мощных магнитов, пружин, центробежных машин. Описываются воображаемые полёты человека с помощью последовательно срабатывающих пороховых ракет (Сирано де Бержерак, «Путешествие на Луну», 1649), с помощью ракетного аппарата, использующего воду как рабочее тело (Ашиль Эро, «Путешествие на Венеру», 1865), в пушечном ядре, снабжённом ракетными двигателями для коррекции траектории и торможения при посадке (Жюль Верн, «Вокруг Луны», 1870), на искусственном спутнике Земли (Э. Хейл, «Кирпичная Луна», 1869—70). Появляется идея создания искусственных спутников Земли с помощью ракет, выстреливаемых из пушек (Жюль Верн, «Пятьсот миллионов бегумы», 1879). Наконец, для полёта на Марс фантазия романистов создаёт реактивный двигатель, работающий на атомной энергии (А. А. Богданов, «Красная Звезда», 1908), и урановый двигатель для полёта на Луну (А. Трен и Р. Вуд, «Вторая Луна», 1917). В одном из романов для путешествия на Луну используется давление солнечного излучения на большой экран, установленный на космическом корабле (Б. Красногорский, «По волнам эфира», 1913).

После публикации в начале 20 века первых теоретических работ К. Э. Циолковского, Р. Годдарда, Р. Эно-Пельтри, Г. Оберта и других пионеров космонавтики авторы фантастических романов вынуждены были ограничиться в основном ракетными двигателями — пороховыми, жидкостными, либо использующими солнечную, электрическую, атомную, термоядерную и аннигиляционную энергию, а для ближних полётов — давление солнечного света, т. е. тем, что разрешала наука. В лучших произведениях научно-фантастического жанра авторы пытаются заглянуть в далёкое, а может быть и не в такое уж далёкое будущее, чтобы оценить влияние развития космонавтики на человеческое общество, рассмотреть различные аспекты контакта с внеземными цивилизациями. Можно выделить произведения этого увлекательного жанра, созданные К. Э. Циолковским («Вне Земли», 1918—20), И. А. Ефремовым («Туманность Андромеды», 1957), А. Азимовым, А. Н. и Б. Н. Стругацкими и другими авторами.

Ещё юного Циолковского увлекала возможность космических путешествий, преодоление силы притяжения Земли. Циолковский много мечтал, размышлял, вычислял, проектировал. Он говорил: «Никогда я не претендовал на полное решение вопроса. Сначала неизбежно идут: мысль, фантазия, сказка. За ними шествует научный расчёт. И уже в конце концов исполнение венчает мысль» (Собр. соч., т. 2, 1954, с. 180). Идеи, изложенные в фантастических романах, будоражили воображение многих, известных впоследствии учёных.

Многое, предсказанное фантастами, сбылось. И если мы привыкли к тому, что мечта обгоняет действительность, то с космосом получилось несколько иначе: космические полёты стали явью значительно раньше, чем предсказывали фантасты. Не прошло и трёх десятилетий с того памятного дня 4 октября 1957 года, когда, возвещая о наступлении космической эры, начал свой полёт первый в мире искусственный спутник Земли, созданный в СССР. Годы исследований космоса были периодом, в течение которого наука и техника развивались с небывалой быстротой. История не знала ранее таких примеров, чтобы для достижения научной цели были привлечены столь огромные коллективы людей, столь большие финансовые средства. Это наступление на космос, в основном со стороны СССР и США, завершилось серией поразительных достижений.

Тысячи искусственных спутников были запущены на орбиты вокруг Земли. Космические аппараты достигли поверхности Луны, Марса, Венеры; научная аппаратура посылалась к Мер-

курию, Юпитеру и Сатурну для получения новых сведений об этих небесных телах. Научные измерения, проведённые с помощью этих аппаратов, существенно расширили наши знания о Солнечной системе. Для изучения возможностей работы человека в космосе на орбиту вокруг Земли были выведены пилотируемые космические корабли. Начало эпохи непосредственного проникновения человека в космос — 12 апреля 1961 года — день первого в мире космического полёта Ю. А. Гагарина.

Одним из показателей развития космонавтики может служить количество космических объектов, выведенных на космические траектории. К началу 1984 года на орбиты спутников Земли выведено около 3000 объектов, а на межпланетные орбиты свыше 130 объектов. Например, только в Советском Союзе на геоцентрические орбиты выведено 1910 аппаратов общей массой 5780 тонн или 11 600 тонн с учётом массы последних ступеней ракет-носителей, вышедших на те же орбиты; 56 космических аппаратов массой 181 тонна (266 тонн с учётом последних ступеней) совершили полёты к Луне, Венере и Марсу, произвели на них посадку, вышли на орбиту спутников этих небесных тел и Солнца.

К началу 1984 года число находившихся в космическом полёте объектов искусственного происхождения составило 4743. К этому же времени с орбиты сошли 8251 объект. В эти числа входят космические аппараты и фрагменты (последние ступени ракет-носителей, обтекатели, переходники и отделяющиеся детали). К началу 1984 года на геоцентрических орбитах находились 621 советский спутник с 1143 фрагментами, 426 американских спутников с 2284 фрагментами, 10 французских спутников с 22 фрагментами, 21 японский с 22 фрагментами и многие другие. В это же время на селеноцентрических, ареоцентрических и гелиоцентрических орбитах находились 59 космических аппаратов и 54 фрагмента.

Недалеко то время, когда наряду с остро стоящей проблемой борьбы с загрязнением нашей планеты встанет вопрос борьбы с засорением околоземного космического пространства. Мир уже столкнулся с проблемой насыщения геостационарной орбиты спутниками.

Для сообщения ракетам-носителям космических скоростей разработаны мощные жидкостные ракетные двигатели с уменьшенными габаритами. Их создание стало возможным благодаря реализации в камерах сгорания повышенных давлений за счёт использования принципиальных схем, практически исключающих потери на привод турбонасосных агрегатов. Разработка ракет-носителей и жидкостных ракетных двигателей способствовала развитию термо-, гидро- и газодинамики, теории теплопередачи и прочности, металлургии высокопрочных и жаростойких материалов, химии топлив, измерительной техники, вакуумной и плазменной технологии. Дальнейшее развитие получили твёрдотопливные и другие типы ракетных двигателей.

За два с половиной десятилетия существенно возросли возможности систем управления ракет-носителей и космических аппаратов. Выведение искусственных спутников на орбиту вокруг Земли в 1957—58 гг. допускало ошибку в несколько десятков километров. К середине 60-х гг. точность систем управления была уже столь высока, что позволила советскому космическому аппарату, запущенному на Луну, совершить посадку на её поверхности с отклонением от намеченной точки всего на 5 км. Существенно увеличились возможности космической связи. Первоначально решение многих задач лимитировалось малой скоростью передачи научных данных, а в 1965 году уже оказалось возможным передать на Землю фотографии планеты Марс при помощи обычных телевизионных линий связи на расстояние, превышающее 200 млн. км. В 1980 году изображение Сатурна передавалось на Землю с расстояния около 1,5 млрд. км.

В области пилотируемых полётов произошли качественные изменения. Способность работать вне космического корабля впервые была доказана советскими космонавтами в 1965 году, а в 1984 году они продемонстрировали способность человека жить и работать в условиях невесомости в течение 237 суток. Во время полётов было проведено большое число технических, медико-биологических, геофизических и астрономических экспериментов.

Среди наиболее важных экспериментов — съёмка Земли, показывающая, как много могут дать наблюдения из космоса для открытия и разумного использования природных ресурсов. Исследования в области космической медицины и систем жизнеобеспечения являются весьма важными элементами при разработке и эксплуатации пилотируемых аппаратов. Изучить человека и средства жизнеобеспечения с тем, чтобы разработать критерии оптимальности при определении задач, которые можно поручить человеку в космосе, особенно при продолжительном космическом полёте,— таковы цели, которые также решались в пилотируемых полётах.

В 1967 году была проведена автоматическая стыковка двух беспилотных искусственных спутников Земли «Космос-186» и «Космос-188». Решение проблемы стыковки в сравнительно короткие сроки позволило, в частности, создать первую орбитальную станцию (СССР) и выбрать более рациональную схему полёта космических кораблей к Луне с высадкой землян на её поверхность (США). В 1981 году начались полёты космических аппаратов многократного

использования («Спейс шаттл», США). На конец 1983 года полёты на космических кораблях и орбитальных станциях совершили 130 космонавтов из тринадцати стран: 55 космонавтов из СССР, 64 из США, по одному из девяти социалистических стран — ЧССР, ПНР, ГДР, НРБ, ВНР, СРВ, Республики Куба, МНР и СРР, один космонавт из Франции и один из ФРГ. В апреле 1984 года совершил полёт первый космонавт Индии.

Решение разнообразных задач исследования космоса — от запусков искусственных спутников Земли до запусков межпланетных космических аппаратов — дало много новой научной информации и значительно способствовало техническому прогрессу. Спутники Земли позволили детально изучить околоземное пространство. При помощи первых искусственных спутников были обнаружены радиационные пояса. В ходе их исследования было более глубоко изучено взаимодействие Земли с заряжёнными частицами, испускаемыми Солнцем. Межпланетные космические аппараты помогли нам во многом понять природу солнечного ветра, солнечных бурь.

Космические аппараты, запущенные на Луну, передали снимки её поверхности, сделанные с разных расстояний вплоть до совсем небольших, непосредственно у поверхности Луны. Космический аппарат на орбите искусственного спутника Луны сфотографировал почти всю поверхность Луны, в том числе и её невидимую с Земли сторону с разрешающей способностью, значительно превосходящей возможности фотографирования с земной поверхности. Снимки, выполненные с близкого расстояния космическими аппаратами, находящимися на Луне, дали возможность сделать первые шаги к пониманию природы её поверхности. Наши знания существенно расширились после получения панорамы Луны, доставки лунного грунта на Землю (людьми и автоматами) и многомесячной работы луноходов. Только для исследования Луны в её сторону было запущено в общей сложности свыше 60 космических аппаратов. В результате запусков межпланетных космических аппаратов к Меркурию, Венере, Марсу, Юпитеру, Сатурну добыта информация, которую можно было получить лишь путём выведения аппаратуры в окрестности этих планет.

Аппараты, запускаемые в космическое пространство, дали дополнительную информацию о форме и гравитационном поле Земли. Возможность точно измерять параметры орбиты близких к Земле искусственных спутников позволила уточнить тонкие детали формы Земли и её магнитного поля. Космические аппараты помогли получить более точные данные о массе, форме и орбите Луны. Массы Венеры и Марса были также уточнены с помощью наблюдений траекторий полётов космических аппаратов.

Большой вклад в развитие техники внесли проектирование, изготовление и эксплуатация очень сложных космических систем. Автоматические космические аппараты, посылаемые к планетам, являются, по сути дела, роботами, управляемыми с Земли посредством радиокоманд. Необходимость разработки надёжных систем для решения задач такого рода привела к более совершенному пониманию проблемы анализа и синтеза различных сложных технических систем. Эти системы находят применение как в космических исследованиях, так и во многих других областях человеческой деятельности. Требования космонавтики обусловили необходимость конструирования комплексных автоматических устройств при жёстких ограничениях, вызванных грузоподъёмностью ракет-носителей и окружающими условиями космического пространства, что явилось дополнительным стимулом для быстрого совершенствования микроэлектроники.

Космонавтика вызвала к жизни новое направление в технике и строительстве — космодромостроение. В мире функционирует 12 космодромов с уникальными наземными автоматизированными комплексами управления космическими аппаратами, испытательными станциями и другими сложными наземными средствами подготовки ракет-носителей к пуску. Потребности в связи и дистанционном управлении на больших расстояниях привели к развитию высококачественных систем связи, которые способствовали развитию технических методов слежения за космическими аппаратами и измерения их параметров движения на межпланетных расстояниях, открыв новые области применения спутников.

Задачи, которые возникали при подготовке и реализации космических полётов, послужили толчком для интенсивного развития и таких старых наук, как небесная и теоретическая механика. Широкое использование новых математических методов и совершенных вычислительных машин позволило решать самые сложные задачи проектирования орбит космических аппаратов и управления ими в процессе полёта. Возникло новое научное направление — динамика космического полёта.

За сравнительно короткий период в истории цивилизации и науки достижения в исследовании космоса поистине удивительны. Однако очевидно, что космическая практика, наука о космосе и космическая техника получили значительное развитие. На путь исследования и использования космоса стали десятки стран, но лишь некоторые из них имеют собственные космодромы

и арсенал ракет-носителей для вывода космических аппаратов. С каждым годом всё новые страны приступают к использованию космического пространства в прикладных целях.

Созданы и работают в космосе автоматические аппараты, оснащённые телескопами, рентгеновскими спектрометрами и другой аппаратурой для получения новых данных по изучению астрономических объектов. Астрономы получили возможность изучать звёзды и удалённые галактики с помощью приборов, выведенных за пределы насыщенной помехами атмосферы.

За прошедшие годы, главным образом в результате изучения космоса, наши знания природы углубились. Геологи уже не ограничиваются одним объектом исследований — Землёй: планетология стала важной новой областью науки. Изучение планет по-прежнему будет производиться при помощи как аппаратов, предназначенных для выполнения дистанционных научных исследований, так и аппаратов, которые должны обеспечить доставку и мягкую посадку на планеты научной аппаратуры. Специалисты по физике атмосферы могут теперь наблюдать погоду на Венере и Марсе.

Особенно широко применяется космическая техника в связи, навигации, метеорологии. Созданы коммерческие спутниковые системы связи, обеспечивающие двустороннюю межконтинентальную связь с использованием искусственных спутников Земли. Этот вид связи оказался надёжным и выгодным. Широко используются телефонная, телеграфная, телевизионная и другие системы связи для передачи информации самого различного назначения. Созданы и эксплуатируются спутниковые навигационные системы. Изучается возможность использования этих систем для торговых судов, в том числе судов небольшого водоизмещения, а также для самолётов гражданской авиации.

Развитие работ в области космической техники привело к созданию систем эксплуатационных метеоспутников, которые ежесуточно получают снимки облачного покрова Земли и ведут наблюдение в инфракрасном диапазоне спектра. Получаемые от метеоспутников данные регулярно используются для улучшения односуточных и двухсуточных прогнозов погоды. Уже не менее 50 стран получают непосредственно информацию от метеорологических спутников.

Результаты, получаемые в области спутниковой геодезии, особенно важны для картирования природных ресурсов, повышения точности траекторных измерений, а также для изучения Земли. Снимки, сделанные из космоса, продемонстрировали потенциальную возможность наблюдения и контроля природных ресурсов. Хотя некоторые практические результаты в этой области уже достигнуты, работы по применению искусственных спутников для исследования природных ресурсов по существу ещё только начинаются. В настоящее время усилия в основном сосредоточены на разработке приборного оборудования для использования в лабораторных экспериментах на самолётах и искусственных спутниках с целью развития систем и методов сбора информации об условиях в околоземном пространстве и о природных ресурсах, представляющих интерес в первую очередь для метеорологии, океанографии, гидрологии и геологии. Сопоставление космической информации с материалами других исследований природной среды подтверждает важную роль наблюдений из космоса. Например, в результате выполненного в Министерстве геологии СССР дешифрирования снимков рудного Алтая, полученных с орбитальной станции «Салют», внесены важные изменения в ранее составленные геологические карты этого района. На основе полученных результатов оценены перспективы открытия там новых месторождений свинца и цинка и составлен генеральный план проведения поисковых работ. Космические съёмки оказались эффективным средством наблюдения за развитием посевов сельскохозяйственных культур, выявления заболеваний растительности, измерения некоторых почвенных факторов, состояния водной среды и т. д. Совокупность различных методов съёмки обеспечивает достоверную, полную и детальную информацию о природных ресурсах и состоянии окружающей среды.

Помимо уже определившихся направлений, очевидно, будут развиваться и новые направления использования космической техники, например организация технологических производств, невозможных в земных условиях. Так, невесомость можно использовать для получения кристаллов полупроводниковых соединений, имеющих шарообразную форму. Такие кристаллы найдут применение в электронной промышленности для создания нового класса полупроводниковых приборов. В условиях невесомости свободно парящий жидкий металл и другие материалы легко деформировать слабыми магнитными полями. Это открывает путь для получения слитков любой, наперёд заданной формы без их кристаллизации в изложницах, как это делается на Земле. Особенность таких слитков — почти полное отсутствие внутренних напряжений и высокая чистота.

Создание новых средств и методов космических исследований, проведение прямых космических экспериментов и сопутствующих наземных измерений — благодатная почва для объединения усилий учёных различных стран. Например, десять стран социалистического содружества

объединились для выполнения программы «Интеркосмос», которая охватывает практически все основные направления космических исследований и народнохозяйственного использования космической техники. Значительным событием в мировой космонавтике стали международные пилотируемые полёты по программе «Интеркосмос», выполненные в 1978—82 гг. СССР осуществляет взаимовыгодное сотрудничество в изучении и освоении космоса со многими странами как на двусторонней основе, так и в рамках международных организаций.

В развитии космонавтики ведущую роль сыграл Советский Союз. Основоположник теоретической космонавтики К. Э. Циолковский указал путь и средства для выхода человека в космос, разработал величественную программу освоения космического пространства на благо всего человечества. Основоположник практической космонавтики С. П. Королёв совместно с главными конструкторами — по ракетным двигателям, по системам управления, по командным приборам, по радиосистемам, по стартовым комплексам и другими — руководил созданием ракетно-космических комплексов, обеспечивающих первые и последующие космические полёты автоматических и пилотируемых аппаратов. Большой вклад в создание советских ракетно-космических систем и аппаратов сделан В. П. Глушко, М. К. Янгелем, Г. Н. Бабакиным, А. М. Исаевым, С. А. Косбергом, Н. А. Пилюгиным и многими другими. Научное руководство космическими программами Советского Союза осуществлял М. В. Келдыш. Решающую роль в создании советской ракетно-космической науки и техники сыграл высокий уровень промышленного развития Советского Союза, достижения отечественной науки и самоотверженный труд всего советского народа, руководимого Коммунистической партией и её ленинским Центральным Комитетом.

Уже в начале космической эры стало ясно, что новая техника способна эффективно решать не только научные и хозяйственные, но и военные задачи. Советский Союз и всё прогрессивное человечество выступают за то, чтобы исследование и использование космоса носило мирный, а не военный характер, за то, чтобы достижения космонавтики были использованы в мирных целях, для улучшения жизни народов всей Земли.

В сложной и напряжённой международной обстановке СССР остаётся верным миролюбивой политике, отвечающей коренным интересам не только советского народа, но и других народов мира. Запустив первый в мире спутник, Советский Союз в марте 1958 года предложил на рассмотрение XIII сессии Генеральной Ассамблеи ООН программу полной демилитаризации космоса. Это предложение не получило поддержки со стороны США и их союзников. С тех пор СССР неоднократно выступал с инициативами, направленными на предотвращение серьёзной опасности распространения гонки вооружений на космос. В августе 1981 года он представил в ООН проект договора о запрещении размещения в космическом пространстве оружия любого рода, но США и ряд других стран НАТО в очередной раз заняли обструкционистскую позицию.

Соединённые Штаты Америки предпринимают всё возрастающие усилия по милитаризации космоса. Они запланировали опережающий рост расходов на военные космические программы по отношению к общему увеличению бюджета. В составе ВВС США в 1982 году сформировано космическое командование, ставшее организационной основой подготовки и ведения войны в космосе и из космоса. На военные цели переключаются программы космических аппаратов многократного использования «Спейс шаттл».

В этих условиях задача не допустить распространения гонки вооружений на космос становится одним из важнейших направлений борьбы СССР и других стран за сохранение мира на Земле.

* * *

Настоящая энциклопедия содержит около 2 тысяч статей, охватывающих основные разделы ракетостроения и космонавтики: «Ракеты и космические аппараты», «Автоматизированные системы и комплексы управления космическими аппаратами», «Ракетные двигатели», «Ракетное топливо», «Космодромы», «Управление движением ракет-носителей и космических аппаратов», «Динамика космического полёта» и др. В энциклопедии приведены также биографии пионеров космонавтики, учёных и конструкторов — создателей космической техники, космонавтов. Почти каждый тематический раздел энциклопедии (всего их 15) имеет обзорную статью, освещающую состояние проблемы в целом или её части (например, статьи *Ракета*, *Космодром*, *Жидкостный ракетный двигатель*, *Космическая медицина* и др.), и ряд справочных статей, охватывающих применяемую терминологию. Наряду со значительным числом специальных терминов в энциклопедию включено небольшое число общетехнических терминов — *Гидродомкрат*, *Гироскоп*, *Кодирование*, *Модуляция*, *Термостатирование* и т. д. В таких случаях авторы, учитывая специфику издания, ограничивались толкованием термина применительно только к тематике энциклопедии.

От издававшейся ранее в серии «Маленькие энциклопедии» одноимённой книги (1-е изд.— 1968 г., 2-е изд.— 1970 г.) настоящая энциклопедия отличается не только значительно бо́льшим объёмом, но и существенно обновлёнными перечнем терминов и содержанием статей: включены статьи о новых космических программах и космических аппаратах многих стран мира, освещены результаты космических исследований последних лет. Значительно расширены разделы, посвящённые автоматизированным системам и комплексам управления космическими аппаратами, а также международному сотрудничеству в космосе. Читатель найдёт в книге статьи о правовых вопросах использования космического пространства, основных документах, регламентирующих деятельность человека в космосе, и о многом другом, что прямо или косвенно относится к проблемам космонавтики.

Энциклопедия предназначена для широкого круга читателей, интересующихся ракетной техникой и космонавтикой. В то же время, являясь справочно-терминологическим изданием, она будет полезна и специалистам. Как и во всякой молодой и быстро развивающейся отрасли науки, терминология космонавтики далеко не однозначна. Выпуском настоящей энциклопедии делается очередной шаг на пути упорядочения терминологии.

В конце энциклопедии помещена библиография отечественной и иностранной литературы, приведены основные события ракетостроения и космонавтики, даны наименования образований на Луне и другие приложения. В статьях о космических аппаратах (иногда в виде таблиц в приложениях) содержатся хронологические перечни их пусков.

Сведения о запусках космических объектов, полётах пилотируемых космических кораблей, космических программах, а также другие фактические данные приведены в энциклопедии в основном по состоянию на конец 1983 года. Сведения об основных событиях 1984 года в области освоения космоса помещены в разделе «Дополнения» в конце книги.

В подготовке энциклопедии принял участие большой коллектив авторов во главе с ведущими учёными по ракетной технике и космонавтике.

Замечания и предложения просим направлять по адресу: 109817, Москва, Ж-28, Покровский бульвар, 8, издательство «Советская Энциклопедия».

КАК ПОЛЬЗОВАТЬСЯ ЭНЦИКЛОПЕДИЕЙ

1. Статьи в энциклопедии расположены в алфавитном порядке. Название каждой статьи дано жирным прописным шрифтом. Если после слова, набранного жирным прописным шрифтом, даётся другое слово в р а з р я д к у, то это означает, что наряду с первым, основным термином существует его синоним, который менее распространён в научно-технической литературе (например, **ЛУННЫЙ САМОХОДНЫЙ АППАРАТ,** л у н о х о д).

2. Название статьи во многих случаях состоит из двух и более слов. Такие составные термины даны в наиболее распространённом в научно-технической литературе виде. Однако обычный порядок слов иногда изменяется, если на первое место возможно вынести главное по смыслу слово. Если прилагательное и существительное образуют единое понятие, то статью нужно искать, как правило, на прилагательное (например, **РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ**). В тех случаях, когда название статьи включает имя собственное, оно выносится на первое место (например, **КОРОЛЁВА МЕДАЛЬ**). Названия статей даются преимущественно в единственном числе, но иногда в соответствии с принятой научной терминологией — во множественном числе (например, **МАГНИТНЫЕ БУРИ**). Это следует иметь в виду, отыскивая нужный термин: в алфавите иной термин, данный в единственном числе, может далеко отстоять от того же термина, данного во множественном числе.

3. Термины — названия статей, являющиеся заимствованием из других языков, снабжены этимологическими справками. Иноязычные слова, на которые ссылаются этимологические справки, набраны латинскими буквами, если эти слова относятся к языкам, пользующимся латинской графикой. Латинскими буквами набраны также и греческие слова (согласно сложившейся в издательстве традиции). Слова, заимствованные из языков, не пользующихся латинской графикой, передаются русскими буквами в соответствии с правилами транскрипции. Например: **«КЭННОН БОЛ»** (англ. Cannon Ball — пушечное ядро), **ПЕРИГЕЙ** (греч. perígeion, от perí — возле, около и gḗ — Земля), **АЗИМУТ** (араб. ас-сумут, мн. ч. от ас-самт — путь, направление).

4. Поскольку в одной небольшой статье-заметке нельзя достаточно полно изложить весь относящийся к её теме материал, а многие термины взаимосвязаны, в энциклопедии широко используется система ссылок на другие статьи, в которых эти вопросы дополнительно освещаются или хотя бы затрагиваются. Ссылка на другую статью выделяется *курсивом*. Выделение области применения данного термина осуществляется с помощью р а з р я д к и.

5. Единицы величин даны в соответствии с Международной системой единиц (СИ).

6. С целью экономии места в энциклопедии введена система сокращений. Наряду с общепринятыми сокращениями (например, и т. д., т. е.) применяются также сокращения, установленные для данного издания (см. ниже — Сокращения и условные обозначения). Если слова, составляющие название статьи, повторяются в тексте, то они обозначаются начальными буквами (например, в статье **ИОНОЗОНД** — И., в статье **ЗАПУСК РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ** — З. р. д.).

СОКРАЩЕНИЯ И УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

абс. — абсолютный
адм. — административный
адм. ц. — административный центр
алюм. — алюминиевый
АН — Академия наук
арт. — артиллерийский
атм. — атмосферный
биол. — биологический
БРСД — баллистическая ракета средней дальности
в., вв. — век, века
в. д. — восточная долгота
в т. ч. — в том числе
ВВС — военно-воздушные силы
верх. — верхний
вкл. — вклейка
ВКС — воздушно-космический самолёт
ВМС — военно-морские силы
ВМФ — военно-морской флот
внеш. — внешний
возд. — воздушный
воен. — военный
вост. — восточный
в р. — временный
ВРД — воздушно-реактивный двигатель
ВЧ — высокая частота, высокочастотный
выс. — высота
г. — год, город, гора
ГГ — газогенератор
гг. — годы
ГДЛ — Газодинамическая лаборатория
ген. — генеральный
геогр. — географический
ГИРД — Группа изучения реактивного движения
гл. — глава, главный
гл. обр. — главным образом
гос. — государственный
гос-во — государство
гражд. — гражданский
ГРД — гибридный ракетный двигатель
ДВ — длинные волны
деп. — депутат
диам. — диаметр
дл. — длина
др. — другие
ДУ — двигательная установка
ед. — единица
ЕЛДО — Европейская организация по разработке ракет-носителей
ЕСА — Европейское космическое агентство
ЕСРО — Европейская организация по космическим исследованиям
ж. д. — железная дорога
ж.-д. — железнодорожный
ЖРД — жидкостный ракетный двигатель
з. д. — западная долгота
з-д — завод
ИК — инфракрасный
инж. — инженер, инженерный
ин-т — институт
ИС — искусственный спутник
ИСВ — искусственный спутник Венеры
ИСЗ — искусственный спутник Земли
ИСЛ — искусственный спутник Луны
ИСМ — искусственный спутник Марса
ИСС — искусственный спутник Солнца
иссл. — исследовательский
КА — космический аппарат
канд. — кандидат
КБ — конструкторское бюро
КВ — короткие волны, коротковолновый
КК — космический корабль
к.-л. — какой-либо
к.-н. — какой-нибудь
КО — космический объект
кол-во — количество
кон. — конец
коэф. — коэффициент
кпд — коэффициент полезного действия
к-рый — который
КТДУ — корректирующая тормозная двигательная установка
ЛА — летательный аппарат
лев. — левый
м. — море
макс. — максимальный
МАИ — Московский авиационный институт им. С. Орджоникидзе
МАФ — Международная астронавтическая федерация
МБР — межконтинентальная баллистическая ракета
МВТУ — Московское высшее техническое училище им. Н. Э. Баумана
МГГ — Международный геофизический год
МГУ — Московский государственный университет им. М. В. Ломоносова
мед. — медицинский
междунар. — международный
мес — месяц
МИК — монтажно-испытательный корпус
мин-во — министерство
млн. — миллион
млрд. — миллиард
мн. — многие
МО — министерство обороны
мол. — молекулярный
мол. м. — молекулярная масса
мор. — морской
МТКК — многоразовый транспортный космический корабль
наз. — называется, называемый
назв. — название, назван
напр. — например
нар. — народный
нар. х-во — народное хозяйство
нар.-хоз. — народнохозяйственный
наст. — настоящий
науч. — научный
НАСА — Национальное управление по аэронавтике и исследованию космического пространства США
нац. — национальный
нач. — начало, начальный, начальник
неизв. — неизвестно, неизвестный
неск. — несколько
ниж. — нижний
н.-и. — научно-исследовательский
НИИ — научно-исследовательский институт
НЧ — низкая частота, низкочастотный
о., о-ва — остров, острова
об-во — общество
обл. — область
обрабат. — обрабатывающий
оз. — озеро
о. — около, океан
ООН — Организация Объединённых наций
опубл. — опубликован, опубликованный
орг-ция — организация
осн. — основан, основанный, основной
отд. — отдельный
офиц. — официальный
пасс. — пассажирский
ПВО — противовоздушная оборона
ПВРД — прямоточный воздушно-реактивный двигатель
пл. — площадь
плотн. — плотность
п-ов — полуостров
пол. — половина
пом. — помощник
пост. — постоянный
пр. — премия, прочий
пр-во — правительство
преим. — преимущественно
прибл. — приблизительно
прим. — примечание
произ-во — производство
пром. — промышленный
пром-сть — промышленность
проф. — профессор, профессиональный
ПУ — пусковая установка
ПЧ — промежуточная частота
р., род. — родился
разд. — раздел
разл. — различный
РД — ракетный двигатель
РДТТ — твёрдотопливный ракетный двигатель, ракетный двигатель твёрдого топлива
рис. — рисунок
р-н — район
РЛС — радиолокационная станция
РН — ракета-носитель
РНИИ — реактивный научно-исследовательский институт
рук. — руководитель, руководство
с., стр. — страница
с. х-во — сельское хозяйство
с. ш. — северная широта
СА — спускаемый аппарат
СБ — солнечная батарея
св. — свыше
СВЧ — сверхвысокие частоты, сверхвысокочастотный
сев. — северный
сер. — середина
СЖО — система жизнеобеспечения
СИ — Международная система единиц
СКБ — специальное конструкторское бюро
след. — следующий
см. — смотри
собств. — собственно
сов. — советский
совм. — совместно, совместный
совр. — современный
сокр. — сокращённо
соч. — сочинение
спец. — специальный
ср. — средний
ст. — станция, статья
стр-во — строительство
с.-х. — сельскохозяйственный
т., тт. — том, тома
т. о. — таким образом
т. н. — так называемый
табл. — таблица
ТВ — телевидение, телевизионный
ТДУ — тормозная двигательная установка
телегр. — телеграфный
телеф. — телефонный
темп-ра — температура
терр. — территория, территориальный
ТНА — турбонасосный агрегат
топл. — топливный
трансп. — транспортный
ТРД — турбореактивный двигатель
тыс. — тысяча
УВЧ — ультравысокие частоты
уд. — удельный
УЗ — ультразвук, ультразвуковой
УКВ — ультракороткие волны, ультракоротковолновый
ун-т — университет
ур-ние — уравнение
усл. — условный
УФ — ультрафиолетовый
уч. — учебный
уч-ще — училище
ФАИ — Международная авиационная федерация
физ. — физический
физиол. — физиологический
фотогр. — фотографический
х-во — хозяйство
хим. — химический
хоз. — хозяйственный
ХРД — химический ракетный двигатель
ЦАГИ — Центральный аэрогидродинамический институт им. Н. Е. Жуковского
ЦВМ — цифровая вычислительная машина
ч. — часть
ч — час
числ. — численность
чл. — член
чл.-корр. — член-корреспондент
шир. — ширина
шт. — штука, штат
ЭВМ — электронная вычислительная машина
экз. — экземпляр
ЭРД — электрический ракетный двигатель
ю. ш. — южная широта
юж. — южный
ЯРД — ядерный ракетный двигатель

В энциклопедии применяется сокращение слов, обозначающих государственную, языковую или национальную принадлежность (напр., амер. — американский, англ. — английский, араб. — арабский, греч. — греческий, инд. — индийский, лат. — латинский), название месяцев (напр., апр. — апрель).

В прилагательных и причастиях допускается отсечение частей слов «енный», «янный», «ионный», «еский», «альный», «ельный» и др. (напр., собств., стекл., авиац., космич., вертик., спасат.).

А

АБЛЯ́ЦИЯ (позднелат. ablatio — отнятие, устранение, от лат. aufero — уношу) — унос массы с поверхности твёрдого тела потоком горячего газа в результате оплавления, испарения, разложения и химической эрозии материала. На А. основано абляционное (аблятивное) охлаждение КА и головных частей РН, подвергающихся аэродинамическому нагреву при входе в атмосферу, а также стенок камер РД, нагреваемых продуктами сгорания. Охлаждаемая конструкция предохраняется от контакта с атмосферой (или продуктами сгорания) слоем абляц. материала, к-рый воспринимает поступающую теплоту.

Из существующих абляц. материалов в космич. технике наибольшее применение получили обугливающиеся пластмассы на основе фенольных, кремнийорганич. и др. синтетич. смол, содержащие в качестве наполнителей углерод (в т. ч. графит), двуокись кремния (кремнезём, кварц), найлон и др. В упрощ. виде механизм абляц. охлаждения на основе таких пластмасс можно представить след. образом. При контакте пластмассы с высокотемпературным потоком газа в её поверхностном слое под действием теплоты происходит пиролиз материала (расщепление сложных органич. соединений на более простые) с образованием уносимых газообразных продуктов и твёрдого пористого остатка — кокса, богатого углеродом. По мере продвижения границы пиролиза в глубь материала коксовый слой утолщается. Этот слой и диффундирующие через него газы обладают высокими теплоизоляц. свойствами и являются хорошей защитой осн. материала. Кроме того, тепловой поток на конструкцию снижается за счёт отбора теплоты на разложение абляционного материала и в результате эндотермич. хим. реакций продуктов разложения с коксом и газовым пограничным слоем, а также реакций веществ-наполнителей с коксом (эти вещества газифицируются либо оплавляются, образуя капли на поверхности абляц. материала). При абляц. охлаждении КА большую роль играет излучение теплоты обугленной поверхностью, а при достаточно высокой темп-ре также расход энергии на сублимацию кокса.

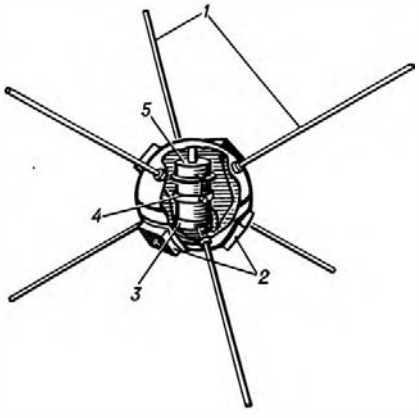
Поскольку коксовый слой подвержен хим. эрозии и растрескиванию вследствие возникающих в нём термич. напряжений, то его приемлемая стойкость обеспечивается подбором состава и количеств. содержанием наполнителя в пластмассе. Абляц. материалы, используемые для тепловой защиты конструкции, отличаются большой теплотой разложения и имеют хорошие теплоизоляц. свойства. Последние можно улучшить приданием материалу пористой структуры (с этой целью, напр., в него включают кварцевые микропузырьки диам. ~40 мкм).

Наряду с обугливающимися, существуют также абляц. материалы, не образующие коксового остатка; унос их массы, а также снижение теплового потока на конструкцию происходят за счёт оплавления, испарения (в т. ч. сублимации), разложения или хим. эрозии у поверхности. К ним относятся упомянутые выше двуокись кремния, углерод, найлон, а также политетрафторэтилен, каучуки, карбиды и т. д.

Абляц. теплозащитная оболочка крепится к охлаждаемой силовой конструкции непосредственно либо через промежуточный слой теплоизоляции. См. *Камера* жидкостного ракетного двигателя, *Ракетный двигатель твёрдого топлива.*

«АВАНГА́РД» (англ. Vanguard) — наименование серии американских ИСЗ для исследований околоземного пространства. Масса ИСЗ 1,5—23 кг; корпус — шар диам. 0,16—0,5 м. Электропитание от СБ и аккумуляторных батарей. Используется стабилизация вращением. Из 11 запускавшихся ИСЗ «А.» на орбиту вышли 3. ИСЗ «А.-1» (запуск 17.3.1958) — второй ИСЗ, выведенный на орбиту в США, имел только передатчики (108 МГц, 10 мВт и 108,03 МГц, 5 мВт), науч. аппаратуры не нёс. ИСЗ «А.-2» (запуск 17.2.1959) был оснащён ИК приборами для съёмки облачного покрова Земли, ИСЗ «А.-3» (запуск 18.9.1959) — магнитометром, двумя ионизац. камерами, тремя термисторами для измерения темп-ры и двумя микрофонами для регистрации столкновений с метеорными частицами. ИСЗ «А.» запускались РН «Авангард».

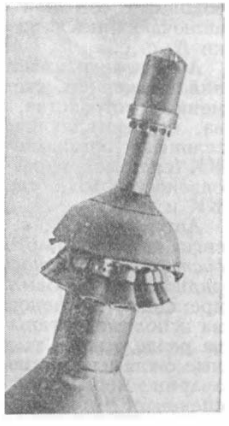
«АВАНГА́РД» (англ. Vanguard) — наименование американских 3-ступенчатых РН. Макс. полезный груз (при выводе на орбиту выс. ~500 км) 11 кг. Стартовая масса РН 10,2 т, дл. 22,4 м, макс. диам. корпуса 1,14 м. Масса 1-й ступени ~8 т, дл. 12,2 м; снабжена ЖРД, работавшим



ИСЗ «Авангард-1»: *1* — антенны; *2* — солнечные батареи; *3* — передатчик с электропитанием от солнечных батарей; *4* — химические батареи; *5* — передатчик с электропитанием от химических батарей

на жидком кислороде и керосине (тяга у земли 125 кН); подача топлива осуществлялась ТНА; камера ЖРД закреплена в карданном подвесе для управления по углу тангажа и углу курса (рысканию); управление по углу крена — реактивными соплами. Наддув топливных несущих баков обеспечивался газообразным гелием. Масса 2-й ступени ~2 т, дл. ~9 м, диам. 0,91 м; снабжена ЖРД тягой ~33 кН, работавшим на азотной кислоте и несимметричном диметилгидразине; камера ЖРД закреплена в карданном подвесе; топливные баки — несущие; подача топлива — вытеснительная, сжатым гелием. Управление полётом 1-й и 2-й ступеней осуществлялось инерциальной системой. 3-я ступень имела массу 0,2—0,23 т, диам. 0,5 м, дл. 1,2 м; снабжена РДТТ тягой 9,8—13,7 кН; стабилизация её в полёте обеспечивалась вращением; включение 3-й ступени производилось после промежуточного участка пассивного полёта, на выс. ~500 км. В 1957—59 проведено 11 пусков РН с мыса Канаверал, из них 3 успешных (на орбиты выведены ИСЗ «Авангард-1», «Авангард-2» и «Авангард-3»); в дальнейшем РН этого типа не использовались.

АВАРИ́ЙНОГО СПАСЕ́НИЯ СИСТЕ́МА — бортовая система КК для спасения экипажа в случае аварии РН, т. е. при возникновении ситуации, в к-рой невозможно выведение КК на орбиту ИСЗ, или при создании угрозы безопасности экипажу. Авария может сопровождаться разрушением РН, поэтому осн. требования к А. с. с.— быстродействие и удаление экипажа на безопасное расстояние от РН. Наиболее сложный (по условиям работы А. с. с.) — нач. участок полёта РН длит. 120—180 с, к-рый характеризуется большими скоростными на-



Двигательная установка системы аварийного спасения (САС) КК «Союз» (общий вид)

порами (до 50 кН/м²) и малыми располагаемыми высотами (на старте — высота РН). В условиях аварии РН на этом участке спасение экипажа может осуществляться по схемам: аварийным отделением спускаемого аппарата (предусмотрено на КК «Союз», «Меркурий» и «Аполлон»); катапультированием экипажа в креслах (КК «Восток», «Джемини»). По первой схеме спускаемый аппарат с помощью двигательной установки А. с. с. отводится на безопасное расстояние от РН с ускорением ~50—150 м/с²; при аварии на старте эта ДУ обеспечивает также подъём спускаемого аппарата на высоту (1—1,5 км), достаточную для включения и работы системы приземления. ДУ связана со спускаемым аппаратом через элементы головного обтекателя («Союз») или установлена на спускаемом аппарате («Меркурий», «Аполлон»). При нормальном полёте, после прохождения участка больших скоростных напоров, ДУ сбрасывается. По второй схеме для увода от РН применяются ракетные ускорители, устанавливаемые на креслах; космонавты приземляются на индивидуальных парашютах. Метод катапультирования может использоваться при авариях на старте и на нач. участке полёта РН вплоть до предельно допустимых внеш. условий (скорость, высота).

С момента сброса ДУ (при катапультировании — с момента превышения ограничений) и до выхода на орбиту КК спасение осуществляется отделением спускаемого аппарата (или всего КК) от РН с последующим полётом его по траектории спуска, торможением в атмосфере и посадкой. При аварии РН на больших

высотах из-за крутых траекторий спуска имеют место большие перегрузки, действующие на экипаж (до 20—25 при аварии на 350—450 с полёта); для их уменьшения может применяться управляемый спуск с *аэродинамическим качеством* (перегрузка снижается до 15—18 при качестве 0,25—0,3).

А. с. с. включает в себя ДУ, автоматику и спец. агрегаты. ДУ состоит из неск. РДТТ. Осн. РД удаляет спускаемый аппарат от аварийной РН; имеет тягу 500—1500 кН (напр., на КК «Союз» — 785 кН), время работы 2—6 с. В состав ДУ могут входить вспомогат. РД, выполняющие задачи управления движением на участках работы осн. двигателя, отделения спускаемого аппарата от ДУ и сброса ДУ при нормальном полёте. Управляющие двигатели могут быть заменены боковыми соплами осн. РД, автономно включающимися по командам автоматики А. с. с.

Автоматика имеет элементы управления движением, счётно-решающие и временные устройства, коммутац. устройства, осуществляющие связь с исполнительными органами и с системами РН и КК (системой управления, системой безопасности РН, системой приземления КК и т. д.).

Автоматика А. с. с. после получения сигнала «авария» от системы управления, *системы безопасности носителя* или по радиоканалу с Земли выдаёт в заданной временно́й последовательности команды на исполнит. органы А. с. с. (ДУ, средства разделения и т. д.), а также на штатные системы КК, используемые в случае аварии. Автоматика в ряде случаев обеспечивает управление движением спускаемого аппарата на участке работы ДУ. При аварии на различных участках полёта автоматика работает по разным программам (в зависимости от состава применяемых средств). Смена программ проводится в процессе прохождения активного участка траектории; выбор программы определяется моментом аварии. При аварийном спасении автоматика функционирует до начала автономного полёта спускаемого аппарата (при работе по схеме увода) или до отделения кресла с космонавтом (в схеме катапультирования). Дальнейшие операции по обеспечению приземления экипажа проводятся по командам др. систем (автоматики системы приземления, автоматики катапультируемого кресла и т. д.).

Аварийное состояние РН определяется автономной системой безопасности или системой управления РН.

В. А. Тимченко, Г. В. Лебедев.

«АВИАВНИТО́» — наименование первой советской экспериментальной стратосферной ракеты для подъёма исследовательских приборов на высоту 10,4 км (расчётная высота). Разработана ячейкой Авиац. всесоюзного науч. инж.-технич. об-ва (Авиавнито) РНИИ на основе эксперимент. ракеты 05 (конструкции М. К. *Тихонравова*) с азотнокислотно-керосиновым ЖРД ОРМ-50. На «А.» установлены: кислородно - спиртовый ЖРД 12к (конструкции Л. С. Душкина), парашютная головка с автоматом раскрытия, барограф (конструкции С. А. Пивоварова) для измерения давления по траектории, стабилизатор облегчённой конструкции, автоматич. устройство для запуска двигателя, состоящее из электроманометра и пироклапанов с разрывными мембранами. «А.» — баллистич. неуправляемая ракета нормальной схемы с корпусом (алюминиевый сплав), состоящим из отсеков: головного (оживальной формы), содержащего парашют и приборы; среднего (крестообразного сечения), плотно облегающего 4 располож. параллельно продольной оси ракеты топливных бака; хвостового (сужающегося с однокамерным ЖРД и четырёхлопастным стабилизатором). Стартовая масса 97 кг (масса топлива 32,6 кг, масса полезного груза 10 кг), дл. 3,225 м, диам. 0,3 м, размах стабилизатора 1 м. Тяга ЖРД 2942 Н, время работы 21 с. Система подачи топлива — вытеснительная, под давлением испаряющегося в баках кислорода. Зажигание от электроискровой свечи.

«А.» совершила два полёта: 6.4.1936 на выс. ~500 м с успешным спуском на парашюте и 15.8.1937. Второй запуск осуществлялся с пускового станка с однорельсовой направляющей дл. 48 м. Ракета достигла выс. ок. 3000 м.

«АВРО́РА» (англ. Aurora, от новолат. aurora borealis — северное сияние) — наименование американского ИСЗ для изучения электрических явлений в области северного полярного сияния. Масса ИСЗ 21,3 кг. Запущен РН «Тор-Бёрнер-2» 29.6.1967 и выведен на орбиту с выс. в перигее 3788 км, выс. в апогее 3993 км, наклонением 90,01°; период обращения 172,66 мин.

АВСТРАЛИ́ЙСКИЕ ИСКУ́ССТВЕННЫЕ СПУ́ТНИКИ ЗЕМЛИ́ — см. *Космическая программа Австралии.*

АВТОКОЛЕБА́ТЕЛЬНАЯ СИСТЕ́МА — состоит из трёх основных элементов: собственно колебательной системы (системы, способной под воздействием внешних возмущений периодически изменять параметры), источника энергии, компенсирующей потери в А. с., и механизма, регулирующего поступление этой энергии из источника в собственно колебательную систему. См., напр., *Неустойчивость рабочего процесса* ракетного двигателя.

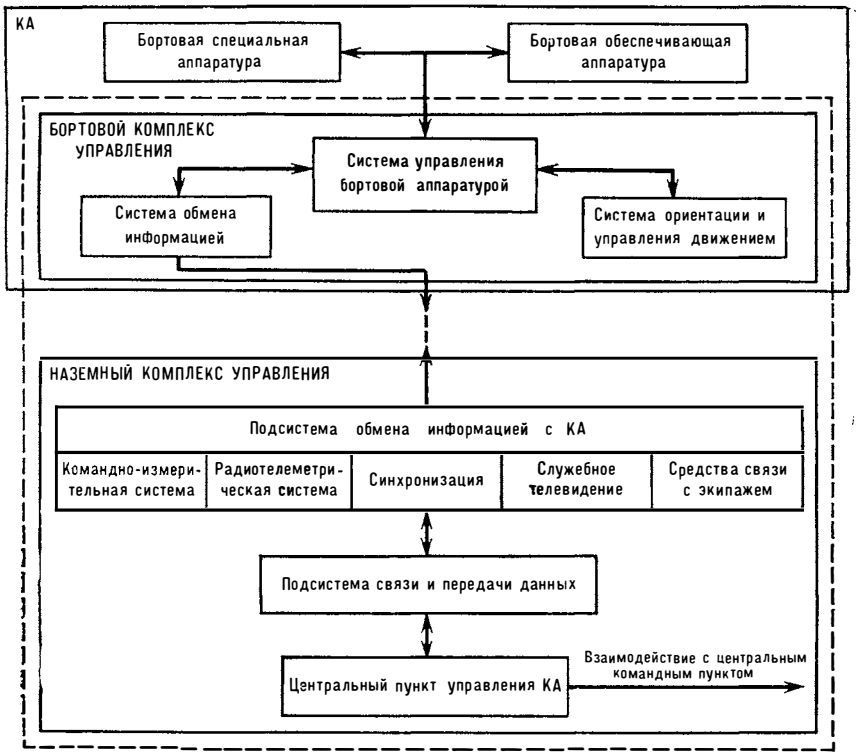
АВТОМА́Т СТАБИЛИЗА́ЦИИ — совокупность бортовых приборов и устройств, предназначенных для получения и преобразования информации о положении РН и отклонения исполнительных органов для создания управляющих воздействий, обеспечивающих устойчивость углового движения и минимальные отклонения центра масс РН относительно заданной или рассчитываемой в процессе полёта траектории. А. с. включает чувствительные элементы (датчики), преобразующие устройства и *рулевые машины*. Преобразующие устройства на основе информации, поступающей с датчиков, вырабатывают команды, подаваемые на рулевые машины для создания управляющих воздействий.

В простейшем случае при использовании программного управления движением, когда траектория выведения РН задаётся программой изменения угла тангажа, А. с. имеет только систему угловой стабилизации РН, задача к-рой состоит в поддержании направления вектора тяги возможно ближе к программному. Для получения информации об угловом положении РН обычно используются *свободные гироскопы* или *гироскопические стабилизированные платформы*. Аэродинамич. и газодинамич. возмущения и возмущения, обусловленные тем, что линия действия вектора тяги маршевых двигателей не проходит точно через центр масс, могут привести к изменению сноса и скорости сноса РН относительно программной траектории. Поэтому, кроме системы угловой стабилизации, в А. с. обычно вводят ещё систему управления движением центра масс, обеспечивающую минимизацию отклонения центра масс в боковом и нормальном по отношению к программной траектории направлениях. Информация о значениях сноса и скорости сноса РН поступает с *прибора боковой стабилизации* и *прибора нормальной стабилизации*. Управление движением центра масс осуществляется путём отклонения вектора тяги от программного направления. Система угловой стабилизации и система управления движением центра масс противоречивы, параметры последней выбираются на основе компромисса между требованиями обеспечения угловой устойчивости и точности движения центра масс.

Стабилизация РН существенно усложняется необходимостью учёта дополнит. степеней свободы, обусловленных колебаниями жидкого наполнения баков и упругостью конструкции РН. Влияние этих факторов снижают использованием комплекса мероприятий конструктивного характера, направл. на изменение спектра частот собств. колебаний системы и увеличение демпфирования, а также проведением коррекции частотных характеристик А. с. и усложнением его структуры за счёт введения информации с датчиков, характеризующих перемещения отд. сечений корпуса РН (датчики угловых скоростей, угловых и линейных ускорений, деформаций и др.). См. *Управление движением.*

В. И. Баев.

АВТОМАТИЗИ́РОВАННАЯ СИСТЕ́МА УПРАВЛЕ́НИЯ космическим аппаратом — совокупность наземных и бортовых средств с необходимым информационным и *математическим обеспечением*; управляет движением КА и функционированием его бортовой аппаратуры. По своей структуре А. с. у.— сложная многоуровневая (по способу принятия и реализации решений) многофункциональная система (см. рис.). Характеристики А. с. у. в значит. степени определяются способом функционирования КА при решении им целевой задачи. А. с. у. состоит из *наземного комплекса управления* (НКУ) и *бортового комплекса управления* (БКУ), функции управления между к-рыми рационально распределены с учётом возможности их технич. реализации. НКУ решает задачи формирования программы управления и закладки её на борт КА, выдачи других управляющих воздействий на основе телеконтроля и оценки состояния КА, измерения параметров орбиты КА для прогноза его движения. Средства НКУ, обеспечивающие решение этих задач, размещены на командно-измерительных пунктах и в центральном пункте управления (см. *Наземный автоматизированный комплекс управления*). БКУ решает задачу управления бортовой аппаратурой КА в соответствии с программой, заложенной с Земли, а также обеспечивает автоматич. контроль и управление аппаратурой КА в автономном режиме. БКУ первых поколений КА создавались на основе спец. вычислителей и простых программно-временны́х устройств. Совр. БКУ создаются на основе бортовых ЦВМ. Единство процесса взаимодействия КА и А. с. у. обусловлено её математич. обеспечением, к-рое разрабатывается для управления каждым новым типом КА и определяет степень реализации потенциальных возможностей А. с. у. и её оперативных характеристик.



Структура автоматизированной системы управления

АВТОМА́ТИКА жидкостного ракетного двигателя — совокупность устройств, обеспечивающих управление, регулирование и обслуживание ЖРД. По выполняемым функциям А. ЖРД можно условно разделить на агрегаты управления (рис. 1—6) и агрегаты регулирования (рис. 7—9). Первые из них представляют собой клапаны, при помощи к-рых осуществляются пуск и отсечка потока жидкости (газа) в магистралях ЖРД. Агрегаты регулирования используются для поддержания или для изменения параметров потока.

Клапаны (агрегаты управления), применяемые в ЖРД, могут быть автоматические и управляемые. В автоматич. клапанах исполнит. орган перемещается под действием давления потока в той линии, в к-рой установлен клапан (напр., мембрана свободного прорыва, обратный клапан). Управляемый клапан срабатывает от внеш. командного сигнала, причём в клапанах прямого действия исполнит. орган перемещается за счёт энергии командного сигнала (напр. под давлением пороховых газов). В типичном управляемом клапане непрямого действия энергия командного сигнала воздействует на стопорное устройство; освободившийся исполнит. орган перемещается пружиной или напором среды. По виду привода управляемые клапаны делятся на пневмо-, пиро-, электро-, электропневмо- и электрогидроклапаны. Пневмоклапаны срабатывают от давления газа, поступающего от баллонов пневмоблока ЖРД. Пироклапаны срабатывают от давления пороховых газов, генерируемых обычно пиропатронами (см. *Пиротехнические устройства*). В нек-рых случаях пороховые газы поступают к клапану от твёрдотопливного газогенератора по трубопроводу. Электроклапаны приводятся в действие электромагнитами. В электропневмо- и электрогидроклапанах электромагниты управляют подачей к исполнит. органу рабочей среды, под действием к-рой он и срабатывает. Выбор типа клапана определяется назначением, рабочими параметрами ЖРД, используемым топливом, источниками энергии, содержащимися на борту КА. Особенностью А. ЖРД явля-

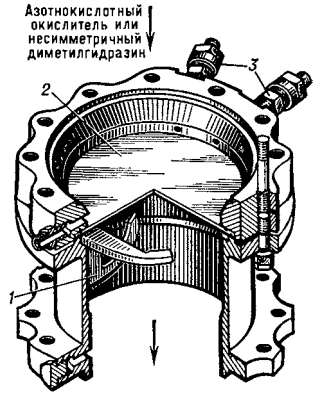


Рис. 3. Пиромембранный разделительный клапан для входных магистралей ЖРД РД-216; РД-219: *1* — крюк для удерживания срезанной мембраны; *2* — мембрана; *3* — пиропатроны

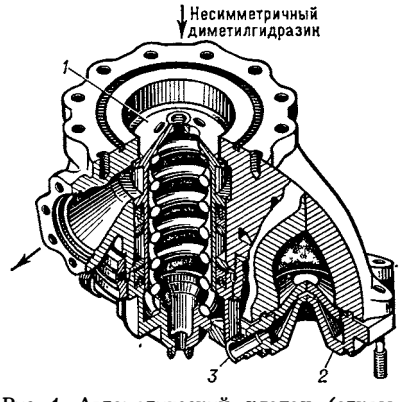


Рис. 1. Автоматический клапан (открывается давлением рабочей среды) с дренажным пироклапаном для камеры ЖРД РД-216: *1* — клапан; *2* — срезаемая перемычка дренажного пироклапана; *3* — гнездо под пироклапан

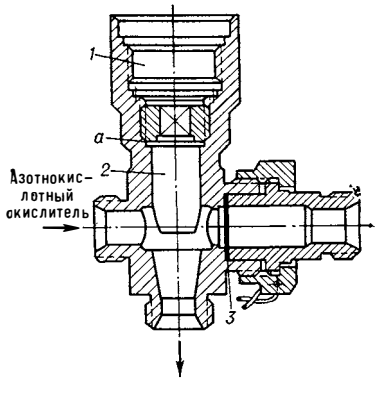


Рис. 2. Отсечной пироклапан для газогенератора ЖРД РД-216: *1* — гнездо под пиропатрон; *2* — клапан со срезаемым буртиком *а*; *3* — мембрана свободного прорыва (для дренажа жидкости с целью гашения гидроудара)

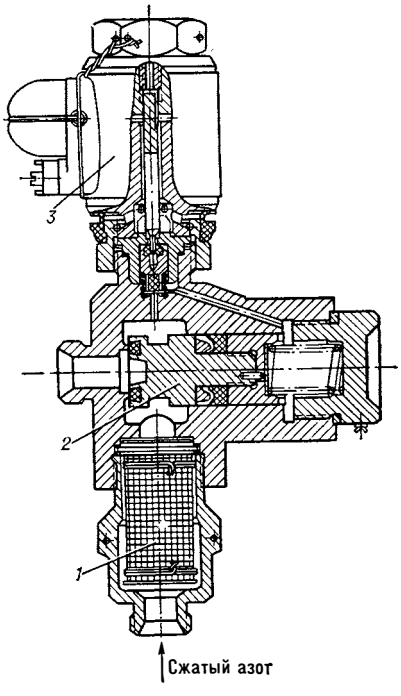


Рис. 4. Электропневмоклапан непрямого действия для управления редуктором давления ЖРД РД-119: *1* — фильтр; *2* — клапан; *3* — управляющий электроклапан

ется широкое использование клапанов однократного срабатывания: пироклапанов, мембран свободного прорыва и т. д.

Агрегаты регулирования ЖРД делятся по выполняемым функциям на дроссели и регуляторы. Дроссели осуществляют плавное изменение местного гидравлич. сопротивления магистрали (напр., путём её частичного перекрытия, как в случае дросселя *системы опорожнения баков*). Регуляторы обеспечивают поддержание или изменение по определённому закону расхода, давления и соотношения этих параметров. По принципу действия агрегаты регулирования также могут быть прямого и непрямого действия: в первом случае регулирующий орган перемещается непосредственно чувствит. элементом, с к-рым он жёстко связан; во втором случае чувствит. элемент управляет подачей рабочей среды к регулирующему органу. Как правило, в регуляторах имеется задающее устройство, служащее для введения заданного значения регулируемого параметра.

Среди устройств, выполняющих аналогичные функции, агрегаты А. ЖРД выделяются быстротой и точностью срабатывания, высокой герметичностью, малым гидравлич. сопротивлением, небольшими массой и размерами, хотя и работают в условиях химически активных сред, температур от криогенных до сотен °С, давлений до десятков МПа, высоких перегрузок и вибраций и т. д. Так, напр., клапан с проходным сечением 45 мм, использующийся для выключения газогенератора ЖРД *РД-253*, имеет массу 7 кг при макс. размере 240 мм; стендовый отсечный клапан равного проходного сечения для той же рабочей среды имеет массу 50 кг при макс. размере 600 мм.

В. А. Макаров.

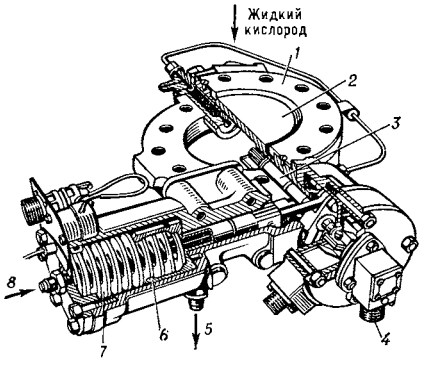


Рис. 5. Клапан с управляемой заслонкой (США): *1* — корпус; *2* — заслонка; *3* — шток для поворота заслонки; *4* — индикатор положения заслонки; *5* — инертный газ или топливный компонент для открытия клапана; *6* — поршень; *7* — пружина для фиксации заслонки в исходном положении; *8* — инертный газ или топливный компонент для закрытия клапана

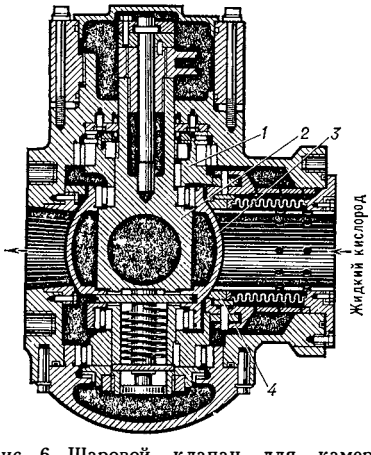


Рис. 6. Шаровой клапан для камеры ЖРД ССМЭ: *1* — кулачок механизма отвода уплотнения; *2* — вал, вращаемый от электрогидропривода; *3* — сфера; *4* — отводящееся уплотнение

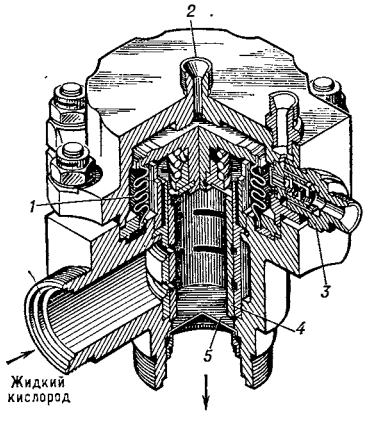


Рис. 7. Редуктор давления с мембраной свободного прорыва для газогенератора ЖРД РД-111: *1* — разделительный сильфон; *2* — штуцер подачи управляющего воздуха; *3* — травящее устройство; *4* — золотник; *5* — мембрана свободного прорыва

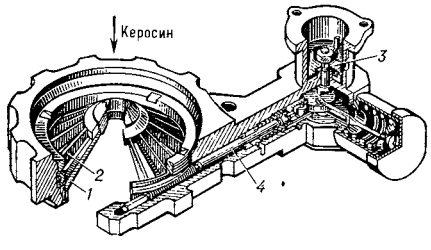


Рис. 8. Дроссель системы опорожнения топливных баков (ЖРД РД-111): *1* — неподвижная решётка; *2* — подвижная решётка; *3* — полумуфта для присоединения электропривода; *4* — шток для поворота решётки

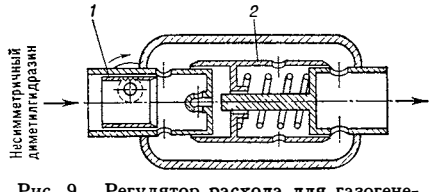


Рис. 9. Регулятор расхода для газогенератора ЖРД РД-253: *1* — задающее устройство с приводом от электродвигателя; *2* — золотник стабилизирующего устройства

АВТОМА́ТИКА системы энергопитания — совокупность устройств для автоматического управления работой *системы энергопитания* КА и контроля её параметров. Обычно А. осуществляет поддержание параметров системы (напряжения, темп-ры, давления и т. д.) в заданном диапазоне; переключения, связанные с изменением режима работы источников электроэнергии или их агрегатов (напр., переход с т. н. осн. источников электроэнергии на резервные и обратно); распознавание отказов и аварийную защиту источников электроэнергии; токовую защиту агрегатов системы энергопитания; контроль параметров системы с выдачей информации в радиотелеметрич. систему и на пульт космонавтов. В ряде случаев возможен переход с автоматич. управления системой на ручное (с пульта космонавтов или с Земли по командной радиолинии) и обратно.

В А. входят: датчиковая аппаратура (чувствительные элементы, сигнализаторы); электронные блоки, обеспечивающие усиление, преобразование и обработку сигналов и команд; блоки электросиловой коммутации и исполнительные органы (клапаны, регуляторы и т. д.). Логические схемы А. обычно выполняются на микрорелейных, полупроводниковых и микромодульных элементах. Коммутация силовых цепей осуществляется с помощью сильноточных дистанц. переключателей (контакторов). Для повышения надёжности в наиболее ответств. системах датчиковая аппаратура дублируется или троируется, логические схемы обычно резервируются. Электронные блоки и блоки электросиловой коммутации размещаются в герметичных термостатируемых приборных отсеках или в негерметичных отсеках на термостатируемых панелях.

АВТОМАТИ́ЧЕСКАЯ МЕЖПЛАНЕ́ТНАЯ СТА́НЦИЯ (АМС) — непилотируемый *космический аппарат* для доставки научной аппаратуры к небесным телам и для изучения межпланетного космического пространства.

АВТОНО́МНАЯ НАВИГАЦИО́ННАЯ СИСТЕ́МА (от греч. autónomos — самостоятельный, независимый) космического аппарата — совокупность приборов и устройств КА для измерения его навигационных параметров. Входит в состав *бортового комплекса управления* (БКУ). В зависимости от задачи, для выполнения к-рой предназначен КА, установленная на нём А. н. с. может быть орбитальной или межпланетной (см. *Навигация космическая*). В А. н. с. используются радиотехнич. (радиодальномер, радиовысотомер и др.), астрономич. (напр., секстант), инерциальные (гировертикаль, гироорбита) и др. приборы и устройства. Радиотехнич. приборы наиболее эффективны при полётах вблизи планет, инерциальные — на активных участках полёта, астрономич.— при межпланетных полётах. Данные измерений поступают в систему управления бортовой аппаратуры БКУ (иногда после предварит. обработки на специализированных вычислит. машинах). Обработка результата измерений проводится, как правило, бортовой ЦВМ, входящей в состав БКУ. При участии космонавта в измерениях их результаты вводят в БКУ с пульта космонавтов. Контроль и коррекция приборов А. н. с. осуществляются системой управления бортовой аппаратуры. См. также *Навигационная система*.

АВТОНО́МНАЯ СИСТЕ́МА ракеты-носителя и космического аппарата — система, работающая независимо от аппаратуры, находящейся вне РН и КА (обычно на Земле). Напр., автономная бортовая навигац. система решает навигац. задачу одними бортовы-

ми средствами. Бортовая *инерциальная система управления* РН и КА не использует к.-л. внеш. информации.

АВТОНО́МНОЙ РЕГИСТРА́ЦИИ СИСТЕ́МА — бортовая система КА для записи и хранения информации о работе систем и конструкции КА, данных о состоянии организма и жизнедеятельности космонавтов (в КК). В отличие от *радиотелеметрической системы* не имеет передающего тракта; магнитный носитель (плёнка, проволока) с записанной информацией доставляется на Землю в спускаемом аппарате. В А. р. с. входят: система датчиков, блоков коммутации и преобразования, запоминающее устройство (с возможностью одновременной записи по неск. каналам). А. р. с. записывает информацию в режимах, при к-рых по программе или в результате аварийных ситуаций возможно нарушение радиосвязи с наземным командно-измерит. комплексом (напр., на участке входа спускаемого аппарата в плотные слои атмосферы, когда передача радиосигналов затруднена вследствие ионизации воздуха). Для обеспечения работоспособности системы и сохранения информации используются бронированные кассеты, теплоизоляция блоков системы и др. средства. А. р. с. была впервые использована на 2-м сов. корабле-спутнике (авг. 1960).

АВТОТРО́ФНЫЕ ОРГАНИ́ЗМЫ, автотрофы (от греч. autós — сам и trophē — пища, питание) — организмы, синтезирующие из неорганических веществ (углекислого газа, воды, минеральных солей и др.) необходимые для живых организмов органические вещества. К А. о. относятся высшие растения (кроме паразитов и *сапрофитов*), водоросли и нек-рые бактерии, образующие органич. вещества путём *фотосинтеза* (т. н. фотоавтотрофы), а также ряд бактерий, образующих органич. вещества путём *хемосинтеза* (т. н. хемоавтотрофы). Роль А. о. огромна, т. к. они создают все органич. вещества, к-рые не могут синтезировать человек и почти все животные (см. *Гетеротрофные организмы*). Напр., высшие растения и водоросли на КК превращают световую энергию в хим. энергию, аккумулируя её в разл. органич. соединениях, осуществляя при этом *регенерацию кислорода* среды, *воспроизводство пищи* растит. происхождения.

АДАПТА́ЦИЯ (позднелат. adaptatio — прилаживание, приспособление, от лат. adapto — приспособляю) к факторам космического полёта — процесс приспособления человека, животных и растений к меняющимся условиям внеш. среды, своеобразно протекающий в космическом полёте. У человека в полёте изменяются сенсорная афферентация (восприятие и проведение раздражений к центральной нервной системе) и взаимодействие анализаторов. А. особенно важна для решения проблемы влияния изоляции и однообразной обстановки на человека при длит. космич. полётах, в частности для создания атмосферы положит. эмоций, повышения работоспособности, улучшения концентрации и переключения внимания, а также для приспособления к новым режимам труда и отдыха космонавтов. На А. большое влияние оказывает общая физ. тренировка, что важно при отборе и подготовке космонавтов. Под влиянием воздействий, совместимых с нормальной жизнедеятельностью, происходит адаптивная перестройка функций организма, обеспечивающая сохранение и поддержание нормальной работоспособности.

АДЖЕ́Й-10-137 (AJ10-137) — американский ЖРД, разработанный фирмой «Аэроджет-дженерал корпорейшен» (Aerojet-General Corporation) в 1962—67 для КК «*Аполлон*» (с целью коррекции траектории полёта к Луне, вывода КК на окололунную орбиту, перевода КК на траекторию полёта к Земле и коррекции этой траектории). Топливо ЖРД двухкомпонентное самовоспламеняющееся (окислитель — четырёхокись азота, горючее — аэрозин-50) с соотношением компонентов 1,6; тяга в пустоте до 97,5 кН; уд. импульс в пустоте 3060 м/с; масса 367 кг; выс. 3,9 м; диам. 2,5 м; ресурс 750 с (время работы при полётах по программе «Аполлон» достигало 585 с, число включений — 8). АДжей-10-137 — однокамерный ЖРД с вытеснит. подачей топлива (наддув баков гелием). Камера той же конструкции, что в ЖРД *АДжей-10-138*, но отличается бо́льшими размерами, степенью расширения сопла (62,5), расположением антипульсац. перегородок (центральное кольцо с 5 радиальными рёбрами). Давление в камере 0,7 МПа. Карданный подвес, установленный в обл. горловины камеры, позволяет отклонять ЖРД (при помощи электромеханич. приводов) в двух взаимно перпендикулярных плоскостях на угол ±8°. Соотношение расходов компонентов топлива через ЖРД регулируется дросселем, установл. перед входом в магистраль окислителя ЖРД, с целью достижения одновременного опорожнения баков. Включение и выключение ЖРД производятся при помощи двухкомпонентных топливных клапанов шарового типа с пневматич. (сжатым азотом) управлением. С целью повышения надёжности ЖРД используется блок из 4 одинаковых клапанов, резервированных по параллельно-последовательной схеме; ряд др. элементов управления работой ЖРД (как и ДУ в целом) также резервирован.

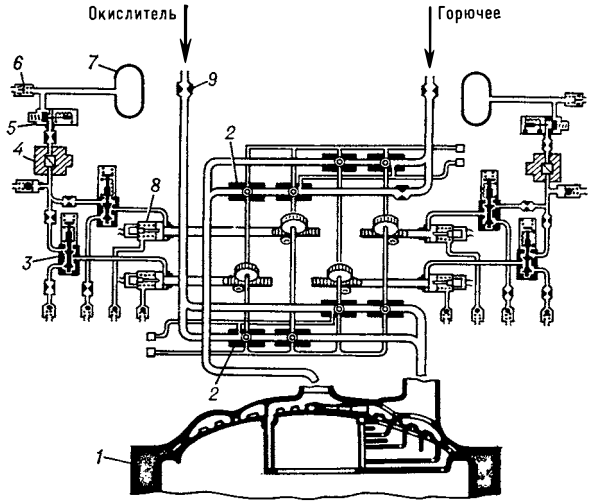


Схема ЖРД АДжей-10-137: *1* — камера; *2* — пуско-отсечный клапан; *3* — управляющий электромагнитный клапан; *4* — регулятор; *5* — предварительный клапан; *6* — заправочный клапан; *7* — бачок газообразного азота; *8* — привод; *9* — расходная шайба

АДЖЕ́Й-10-138 (AJ10-138) — американский ЖРД, разработанный фирмой «Аэроджет-дженерал корпорейшен» (Aerojet-General Corporation) в 1962—64 для высотной ракетной ступени «Транстейдж». Топливо ЖРД двухкомпонентное самовоспламеняющееся (окислитель — четырёхокись азота, горючее — аэрозин-50) с соотношением компонентов 2; тяга в пустоте 35,6 кН; уд. импульс в пустоте 2960 м/с; масса 96 кг; выс. 2,05 м; диам. 1,21 м; продолжительность работы 440 с (ресурс 750 с); предусмотрено многократное включение. АДжей-10-138 — однокамерный ЖРД с вытеснит. подачей топлива (наддув баков гелием). Давление в камере сгорания 0,7 МПа, геометрич. степень расширения сопла 40.

Камера выполнена из 3 узлов, соединённых болтами: смесит. головки, нач. участка корпуса (до геометрич. степени расширения сопла 6) и выходного участка сопла. Куполообразная смесит. головка изготовлена из алюм. сплава и содержит неск. сотен отверстий для впрыска топлива, расположенных по концентрич. окружностям. Горючее, расходуемое через периферийные отверстия, используется для завесного охлаждения. Для предотвращения неустойчивого горения на огневом днище смесит. головки установлены антипульсац. перегородки (в виде креста из полых рёбер, охлаждаемых горючим). Нач. участок корпуса содержит 3 оболочки: внутр. абляти́вную (рефразильные волокна, пропитанные фенольной смолой), промежуточную изоляционную (асбестовый войлок, пропитанный фенольной смолой) и внешнюю (стекловолокно, пропит. эпоксидной смолой). К последней крепится в области горловины кольцевой карданный подвес ЖРД, изготовленный из алюминиевого сплава. Выходной участок сопла выполнен из 2 частей, соединённых сваркой: передней части из ниобиевого сплава

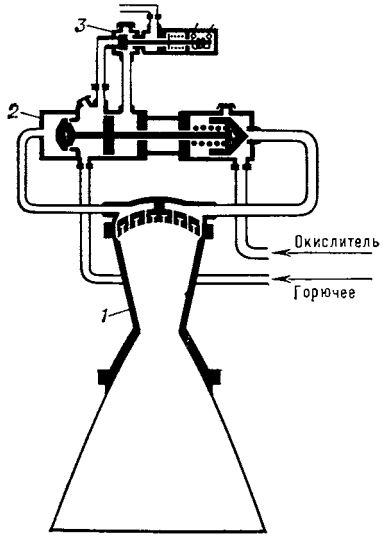


Схема ЖРД АДжей-10-138: *1* — камера; *2* — пуско-отсечный клапан; *3* — управляющий электромагнитный клапан

и задней — из титанового. В полёте ЖРД не регулируется. Запуск и останов производятся при помощи двухкомпонентного топливного клапана, соединённого с электрич. клапаном. Смесит. головка камеры, клапаны и топливные магистрали имеют внеш. теплоизоляцию, обеспечивающую надлежащую темп-ру конструкции и топлива в периоды между включениями ЖРД в космосе. АДжей-10-138 может отклоняться гидравлическими приводами в 2 взаимно перпендикулярных плоскостях на угол ±6°. ДУ ступени «Транстейдж» содержит 2 таких ЖРД.

«АДЖЕ́НА» — наименование американского спутника-мишени, использовавшегося при экспериментах по встрече на орбите, проводившихся космонавтами КК «*Джемини*». Представляет собой ракету «Аджена-D», дополнительно снабжённую радиолокац. приёмоответчиком (используемым системой наведения КК), источниками света (облегчающими визуальное обнаружение ракеты), стыковочным насадком на передней части, а также панелью с индикаторами на насадке для контроля работы бортовых систем ракеты (в частности, срабатывания защёлок стыковочного узла). Стыковку с «А.» успешно осуществили космонавты КК «Джемини-8, -10, -11, -12». В двух случаях КК, состыкованные со спутником-мишенью «А.», при помощи ДУ «А.» переводились на более высокую орбиту. Проведены 2 эксперимента по групповому полёту связанных тросом КК «Джемини» и «А.». Спутники-мишени «А.» запускались в составе РН «Атлас-Аджена-D», как правило, за неск. часов до запуска КК «Джемини».

АДСО́РБЕР (от лат. ad — на, при и sorbeo — поглощаю) в системе жизнеобеспечения — аппарат для извлечения из воздуха герметической кабины КК загрязняющих паро- и газообразных примесей. Действие А. основано на поглощении извлекаемых веществ поверхностью высокопористых веществ — адсорбентов, в качестве к-рых в СЖО могут быть использованы разл. типы *силикагелей*, синтетич. *цеолитов* и активированных углей. Для обеспечения непрерывного процесса очистки или осушки воздуха обычно применяются 2 параллельно включенных А., каждый из к-рых работает последовательно в режиме адсорбера и в режиме *десорбера* (регенерации), поочерёдно включаясь в систему очистки.

А́ЗИМУТ (араб. ас-сумут, мн. число от ас-самт — путь, направление) — координата в горизонтальной системе *небесных координат*: дуга истинного горизонта, отсчитываемая от точки Севера на *небесной сфере* к востоку до пересечения горизонта с кругом высоты, проходящим через данное светило (или земной предмет); иногда А. отсчитывается от точки Юга к западу; измеряется от 0 до 360°.

АЗО́Т ЖИ́ДКИЙ N_2 — криогенная бесцветная, прозрачная жидкость без запаха. Плотность 863 кг/м³ (при —196,66 °С), $t_{пл} \approx$ —210 °С, $t_{кип} \approx$ —196 °С. А. ж. инертен, не токсичен, при попадании на кожу может привести к обмораживанию; прикосновение к стенкам неизолированных ёмкостей и труб с А. ж. может вызвать примораживание и глубокие поражения кожных покровов. Получают в результате разделения сжиженного воздуха в реактификационной колонне на жидкий кислород и азот. Хранение и транспортировка А. ж. производятся в сосудах Дьюара или танках с вакуумной изоляцией. А. ж. применяют в качестве хладагента при хранении компонентов ракетного топлива, имеющих меньшую степень криогенности, для наддува баков ракеты после газификации.

АЗО́ТА О́КИСЛЫ, азота оксиды,— соединения азота с кислородом. Известно несколько А. о.: закись азота N_2O, окись азота NO, трёхокись азота (азотистый ангидрид) N_2O_3, *четырёхокись азота* (азотный тетроксид) N_2O_4, пятиокись азота (азотный ангидрид) N_2O_5. Из всех А. о. значительное практич. применение в ракетной технике как окислитель получили четырёхокись азота и её растворы.

АЗО́ТНАЯ КИСЛОТА́ HNO_3 — сильная одноосновная кислота; высококипящий окислитель для ЖРД. При обычных условиях А. к. бесцветная дымящая гигроскопичная жидкость с резким запахом (при наличии растворённой двуокиси азота имеет окраску от жёлтого до бурого цвета). Плотн. 1513 кг/м³ (при 20 °С), $t_{пл} \approx$ —41 °С, $t_{кип} \approx$ 84 °С. А. к. токсична, вызывает раздражение слизистых оболочек, а при попадании на кожу — ожоги. Взрывобезопасна, термически нестабильна — разлагается с выделением кислорода и двуокиси азота (стабилизация может быть достигнута добавками *четырёхокиси азота* и воды), совместима с нержавеющими сталями и большинством алюм. сплавов. Получают гл. обр. окислением аммиака. А. к. применяется в ракетной технике в сочетании с такими горючими, как *керосин*, *скипидар*, *диметилгидразин несимметричный* и др. При этом с рядом горючих (напр., *амины*, *гидразин*, его производные) образует *самовоспламеняющиеся ракетные топлива*. Снижение коррозионной активности А. к. достигают введением ингибиторов коррозии (фтористый водород, иод и т. п.). А. к. как окислитель для ЖРД, а также азотнокислотные ракетные окислители предложены В. П. *Глушко* в 1930.

АЗОТНОКИСЛО́ТНЫЕ РАКЕ́ТНЫЕ ОКИСЛИ́ТЕЛИ — *окислители смесевые* для ЖРД в виде растворов *азота окислов* в *азотной кислоте*. А. р. о. более эффективны, чем азотная кислота (имеют бо́льшую плотность, позволяют получить больший уд. импульс и более низкую темп-ру замерзания). В качестве высококипящего окислителя применяют, напр., смесь следующего состава (% по массе): ~84% HNO_3, ~14% NO_2, ~2% H_2O, как ингибитор коррозии вводят 0,7% HF. Плотность смеси 1560 кг/м³ (при 20 °С), $t_{кип} \approx$ 60 °С, $t_{пл} \approx$ — 54 °С. А. р. о. широко применяют с *диметилгидразином несимметричным*, а также *керосином*, *аминами* и *скипидаром*. Окислители на основе азотной кислоты применяются в ракетах разл. назначения (напр., в СССР — РН «Космос», в США — «Аджена»).

АЗО́ТНЫЙ ТЕТРОКСИ́Д — то же, что *четырёхокись азота*.

АЗОТСОДЕРЖА́ЩЕЕ ГОРЮ́ЧЕЕ — горючее для ЖРД, молекулы к-рого содержат атомы азота. К А. г. относятся *аммиак жидкий*, *амины*, *гидразин* и его производные, нитросоединения. А. г., в состав к-рых входят аминные и гидразинные группы, самовоспламеняются с *четырёхокисью азота* и *азотнокислотными ракетными окислителями*.

АЗОТФИКСА́ЦИЯ (от азот и лат. fixus — закреплённый) — процесс связывания атмосферного молекулярного азота N_2 с образованием азотистых соединений. Известны биол., хим. и физ. методы фиксации азота. Биол. А. постоянно осуществляется в природе азотфиксирующими бактериями (напр., клубеньковыми бактериями, обитающими в корнях бобовых растений), а также бактериями, свободно живущими в почве (азотобактер, цианобактерии и др.). Физ. связывание азота происходит в природе во время грозовых разрядов. Задача связывания азота атмосферы КК в соединения, доступные для усвоения растениями, может возникнуть при создании *замкнутых биотехнических систем*.

«АКАДЕ́МИК СЕРГЕ́Й КОРОЛЁВ» — научно-исследовательское судно Службы космических исследований АН СССР. Построено на Черноморском судостроит. з-де в Николаеве (1970). Порт приписки Одесса. Тип судна — четырёхпалубный теплоход. Макс. дл. 181,8 м, ширина 25 м, мощность гл. двигателя 8880 кВт, скорость хода 17,5 узлов, водоизмещение 21 250 т. Экипаж 119 человек, науч. работников 188 человек. На борту св. 1200 помещений, в т. ч. 79 лабораторий. Осн. направление исследований — изучение верхних слоёв атмосферы и космич. пространства. «А. С. К.» может самостоятельно решать задачи по управлению КА (измерения траектории движения, приём и обработка телеметрич. информации, телеуправление КА, связь с космонавтами и др.). Р-н работ — гл. обр. Атлантич. океан. См. вкл. XXXV.

АККРЕ́ЦИЯ (от лат. accretio — приращение, увеличение) — захват небесным телом вещества из окружающего межпланетного пространства. Для Земли наибольшую роль играет А. метеорного вещества, поставляющего в атмосферу атомы металлов, кремния и др., а также метеорную пыль, постепенно оседающую в атмосфере. Роль А. газов в атмосфере Земли, по-видимому, невелика, хотя возможно, что захват протонов *солнечного ветра* во время полярных сияний оказывает влияние на распределение водорода в верхней атмосфере. Процесс, обратный по отношению к А.,— *диссипация* атмосферы.

АККУМУЛЯ́ТОР (лат. accumulator — собиратель, от accumulo — собираю, накопляю) — электрохимический источник тока многоразового использования, работоспособность которого может быть восстановлена путём заряда, т. е. пропусканием тока в направлении, обратном направлению тока при разряде. В *системах энергопитания* КА применяются в виде аккумуляторных батарей — двух и более параллельно или последовательно электрически соединённых А. Обычно аккумуляторные батареи подключаются параллельно осн. бортовым источникам электроэнергии (напр., *солнечным батареям*), обеспечивая питание бортовой аппаратуры в период повыш. потребления энергии или когда осн. источники электроэнергии не работают. Аккумуляторная батарея заряжается непосредственно от осн. источника электроэнергии или через зарядное устройство, когда потребление энергии аппаратурой меньше мощности этого источника. В нек-рых случаях на КА с огранич. сроком работы бортовой аппаратуры аккумуляторные батареи используются в качестве осн. источников электроэнергии.

В системах энергопитания КА применяют серебряно-цинковые, никелево-кадмиевые и серебряно-кадмиевые А. Серебряно-цинковые А. имеют наибольшую уд. энергоёмкость (до 150 Вт·ч/кг) и уд. мощность (до 1000 Вт/кг). Однако они имеют небольшой срок службы (до неск. месяцев) и выдерживают огранич. число циклов заряд — разряд (до неск. сотен).

Герметичные никелево-кадмиевые А. имеют наибольший срок службы (неск. лет) и выдерживают большое число циклов заряд — разряд (до 10 000), имеют высокую надёжность, могут устанавливаться в любом положении относительно КА и при заряде не выделяют газов, но уд. энергоёмкость их невелика (~30 Вт·ч/кг). Серебряно-кадмиевые А. имеют уд. энергоёмкость ~60 Вт·ч/кг, выдерживают до 2000 циклов заряд — разряд. Серебряно-цинковые А. применены в системах энергопитания КК («Восток», «Союз», «Джемини», «Аполлон»); никелево-кадмиевые и серебряно-кадмиевые А.— в длительно работающих КА («Венера», «Марс», «Молния», «Маринер», «Пионер», «Эксплорер» и др.) и орбит. станциях («Салют», «Скайлэб»).

АККУМУЛЯ́ТОР ДАВЛЕ́НИЯ — устройство ДУ (баллон, *газогенератор*), в к-ром хранится или вырабатывается газ для наддува баков, пусковых бачков и др. ёмкостей, а также для управления автоматикой, начальной раскрутки ТНА и т. д. Различают А. д. газовые (заправляются воздухом, азотом или гелием под давлением до 35 МПа), пороховые (содержат пороховой заряд), жидкостные (газогенераторы на жидком топливе).

АКСЕЛЕРО́МЕТР (от лат. accelero — ускоряю и греч. metréō — измеряю) — бортовой прибор, измеряющий линейное ускорение РН и КА. В системах *инерциальной навигации* А. является одним из видов чувствит. элементов; обычно на РН и КА устанавливают 3 А., измеряющих линейное ускорение в трёх взаимно перпендикулярных направлениях. Особенность А. заключается в том, что он определяет не истинное, а *кажущееся ускорение* РН и КА.

АКСЁНОВ Владимир Викторович (р. 1935), космонавт СССР, дважды Герой Сов. Союза (1976, 1980), лётчик-космонавт СССР (1976), канд. технич. наук (1981). Чл. КПСС с 1959. В 1953 окончил машиностроительный техникум. Учился в воен. авиац. школе и Чугуевском воен. авиац. уч-ще. С 1957 работает в КБ. В 1963 окончил Всесоюзный заочный политехнич. ин-т. С 1973 в отряде космонавтов. 15—23 сент. 1976 совм. с В. Ф. *Быковским* совершил полёт на КК «Союз-22» (в качестве бортинженера). Выполнил программу отработки научно-технич. методов и средств изучения из космоса геолого-географич. характеристик поверхности Земли в интересах нар. х-ва. Время полёта 7 сут 21 ч 52 мин 17 с. 5—9 июня 1980 совм. с Ю. В. *Малышевым* совершил полёт на КК «Союз Т-2» (в качестве бортинженера) и орбит. станции «Салют-6» (основной экипаж В. В. *Рюмин*, Л. И. *Попов*) с пристыкованным к ней КК «Союз-36». Время полёта 3 сут 22 ч 19 мин 30 с. За два рейса в космос налетал 11 сут 20 ч 11 мин 47 с. Золотая медаль «За заслуги в развитии науки и перед человечеством» (ЧССР). Награждён двумя орденами Ленина и медалями, а также иностр. орденом. Почётный гражданин городов Рязань, Гагарин, Касимов.

АКТИ́ВНАЯ СИСТЕ́МА УПРАВЛЕ́НИЯ ОРИЕНТА́ЦИЕЙ — система ориентации, в к-рой управляющие моменты, ориентирующие РН и КА, вырабатываются устройствами (*исполнительными органами*), питающимися от бортовых источников энергии. Осн. виды этих устройств: *реактивная система управления*, *инерционные исполнительные органы*, *электромагнитные исполнительные органы*. В отличие от пассивной системы управления ориентацией, А. с. у. о. способна противодействовать относительно большим *возмущающим моментам* (при достаточно мощных исполнит. органах) и позволяет легко изменять ориентированное положение РН и КА, т. е. решить задачу *программного поворота* аппарата; вместе с тем, требует расхода энергии или массы и обладает меньшим сроком службы, чем пассивная система.

АКТИ́ВНЫЙ ИЛ в системе жизнеобеспечения — биологическое сообщество бактерий, отдельных форм простейших организмов и водорослей, осуществляющих процесс биологической очистки сточных вод в *аэротенках* СЖО КА. Органич. вещество А. и. в основном состоит из белка, благодаря чему он может служить пищей для *гетеротрофных организмов*.

АКТИ́ВНЫЙ УЧА́СТОК — участок полёта РН и КА с работающими РД. Когда расположение места старта не позволяет вывести КА на заданную орбиту без выключения двигателя, полёт состоит из неск. А. у., чередующихся с *пассивными участками*. При использовании многоступенчатых ракет траектория их полёта также может состоять из неск. А. у. и неск. пассивных участков. Фазы полёта на А. у.: выведение, коррекции траектории и торможение. На А. у. осуществляется управление движением РН и КА; оно включает управление движением центра масс и управление движением вокруг центра масс (см. *Автомат стабилизации*, *Выведение космического аппарата*). На нач. этапе развития ракетной техники управление производилось с помощью автономной инерциальной системы управления с жёсткой программой. Совр. системы позволяют осуществлять терминальное управление РН (см. *Терминальная система управления*), обеспечивающее выполнение задачи выведения по гибкой программе с оптимизацией параметров управления и внеш. воздействия на РН (минимизация расхода топлива, поперечных ветровых нагрузок и др.). Терминальное управление на А. у. спуска компенсирует действия случайных возмущений: ветра, неровности профиля поверхности места посадки и др. Бортовой вычислитель, используя бортовые измерения высоты полёта, скорости и ускорения, формирует закон управления угловым и поступат. движением РН и КА, вырабатывает командные сигналы на РД и при достижении терминального состояния выключает двигатели.

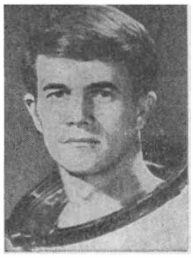
АКТИНОМЕТРИ́ЧЕСКИЕ ИЗМЕРЕ́НИЯ [от греч. aktís (aktínos) — луч и metréō — измеряю] на искусственных спутниках Земли — получение сведений о тепловом балансе (приходе — расходе теплоты) Земли как планеты, определяющем основные закономерности динамики и теплового режима атмосферы. Для измерения составляющих теплового баланса (отражённого в космос солнечного излучения и теплового излучения Земли в мировое пространство) применяется разнообразная актинометрич. аппаратура. На ИСЗ «*Метеор*» в комплекс этой аппаратуры входят 2 сканирующих узкосекторных (с малым полем зрения) приёмника радиации с рабочим углом сканирования ± 60° от надира и 2 широкосекторных (широкоугольных) прибора, в поле зрения к-рых находится весь видимый с высоты ИСЗ диск Земли. Один из узкосекторных датчиков измеряет солнечную радиацию, отражённую Землёй в космос (диапазон длин волн 0,3—3 мкм), другой осуществляет измерения теплового излучения Земли в мировое пространство в области

В. В. Аксёнов

А. П. Александров

спектра 3—30 мкм (при сканировании в одном направлении) и в интервале 8—12 мкм (при сканировании в противоположном направлении). Данные измерений в интервале 8—12 мкм, представляющем собой т. н. окно прозрачности атмосферы, позволяют определять темп-ру земной поверхности или верх. границы облаков. Сканирующие датчики обеспечивают полосу захвата на местности ~2500 км и пространств. разрешающую способность 50 × 50 км в подспутниковой точке. Широкосекторные приборы дают возможность определять компоненты теплового баланса для территорий площадью до 1 млн. км². Аналогичная актинометрич. аппаратура применялась на амер. метеорологич. ИСЗ серий «ТИРОС», «ЭССА», «Нимбус», «ИТОС». Наиболее часто на этих ИСЗ устанавливался пятиканальный сканирующий радиометр для измерений уходящего излучения в следующих спектральных интервалах: 0,2—6 мкм (отражённое солнечное излучение), 8—30 мкм (уходящая длинноволновая радиация), 8—12 мкм (окно прозрачности атмосферы), 0,55—0,76 мкм (видимая область спектра), 6—6,5 мкм (полоса поглощения водяного пара). Иногда совокупность участков спектра изменялась в соответствии со специфич. целями эксперимента (напр., канал 6—6,5 мкм, предназнач. для определения влагосодержания тропосферы, заменялся диапазоном 14,8—15,5 мкм, данные измерений для к-рого позволяют определить ср. темп-ру ниж. стратосферы). В дальнейшем планируется использовать радиометры многоканального типа (при соответствующем выборе каналов) для решения обратных задач *спутниковой метеорологии* с применением широкосекторных и среднеугольных датчиков для измерений составляющих теплового баланса. Наиболее полный комплекс измерений проведён на ИСЗ «Нимбус-6».

Накопленный обширный материал актинометрич. измерений на ИСЗ позволил изучить осн. особенности планетарного распределения теплового баланса Земли и его составляющих. Обнаружено, напр., что значение плотности потока уходящего длинноволнового излучения минимально вблизи экватора (что обусловлено наличием мощного облачного покрова), оно имеет почти симметричные максимумы в зонах субтропиков (где облачность уменьшается), а затем сокращается по направлению к полюсам (в связи с уменьшением темп-ры). В умеренных широтах сев. полушария плотность потока уходящего длинноволнового излучения возрастает от зимы к лету, что объясняется уменьшением облачности, а также увеличением темп-ры земной поверх-



Дж. Аллен

Х. Альтшулер

ности; ср. меридиональный профиль отражённой радиации противоположен ходу длинноволновой радиации (максимум вблизи экватора, субэкваториальные минимумы и возрастание к полюсам), причём гл. фактором изменчивости в данном случае является облачность.

Данные о составляющих теплового баланса для Земли в целом за разные сезоны представлены в таблице. Обращает на себя внимание малая изменчивость мощности уходящего длинноволнового излучения. Заметно изменчивым является альбедо Земли. Последние экспериментальные данные указывают на то, что тепловой баланс Земли в целом не только в среднем за год, но и за более короткие периоды времени практически равен нулю. Анализ новейших спутниковых данных показал, что Земля существенно темнее и заметно теплее, чем это считалось ранее. Ср. альбедо Земли составляет ок. 30%, а плотность потока уходящего длинноволнового излучения равна 230 Вт/м². *К. Я. Кондратьев.*

Сезонное изменение составляющих теплового баланса Земли

Период, месяцы	Длинноволновое уходящее излучение, 10^{15} Вт	Солнечная радиация, 10^{15} Вт		Альбедо Земли, %
		отражённая	падающая	
Июнь — август	120,3	48,7	171,3	28,4
Сентябрь — ноябрь	120,3	64,3	179,5	35,8
Декабрь — февраль	119,4	59,9	181,0	32,9
Март — май	121,7	55,5	177,5	31,3

АКУСТИ́ЧЕСКАЯ НАГРУ́ЗКА в ракетной технике — воздействие возникающего при работе РД звукового (акустического) поля на РН, КА, сооружения и агрегаты *стартового комплекса* и обслуживающий персонал. Шум (т. е. уровень звукового давления) при запуске РН, обусловленный работой РД, очень велик, однако он в осн. является низкочастотным и длится короткое время. Его уровень измеряется в децибелах относительно «стандартного» уровня (20 мкПа). Акустич. энергия, генерируемая реактивной струёй РД (на образование акустич. поля затрачивается до 1% кинетич. энергии струи), характеризуется частотным спектром, уровнем звукового давления, продолжительностью воздействия и нек-рыми др. параметрами.

Частотный спектр шума работающего РД, как правило, широкополосный и гладкий (т. н. белый шум). Однако при нек-рых компоновках многосопловых ДУ или при взаимодействии реактивных струй РД с элементами ПУ в гладком спектре шума появляются т. н. дискретные составляющие — выбросы на отд. частотах, интенсивности к-рых иногда на 20 дБ и более (в 100 раз и более) превосходят уровень интенсивности сплошного спектра.

Для объекта наибольшую опасность представляют дискретные составляющие, к-рые могут приводить к его раскачке и даже разрушению (особенно при совпадении частоты составляющей с собств. частотой конструкции). Наиболее чувствительны к А. н. аппаратура и нек-рые элементы системы управления. А. н. представляет опасность также для обслуживающего персонала. Обычно при интенсивности звука примерно 100 Вт/м² (140 дБ) у человека возникают болевые ощущения, а при интенсивности выше 10^6 Вт/м² (180 дБ) — повреждения во внутр. органах и тканях, к-рые могут привести к смерти. На основе опыта, накопленного при запусках РН, для низкочастотного (менее 100 Гц) шума малой продолжительности в населённых зонах установлен предельный уровень звукового давления 115 дБ.

Учёт А. н. необходим при установлении технич. требований к характеристикам оборудования и аппаратуры, находящейся в зоне акустич. воздействия, к методике их испытаний, а также при выборе степени укрытия обслуживающего персонала и оборудования на определ. расстояниях от РН в момент её пуска. *Г. К. Кочанов.*

«АЛГО́ЛЬ» (англ. Algol, от названия звезды β созвездия Персея) — наименование американского РДТТ, используемого на 1-й ступени РН «*Скаут*». Масса «А.» 14,2 т, в т. ч. масса топлива 12,7 т, дл. 9,07 м, диам. 1,14 м, тяга на уровне моря 491 кН, продолжительность работы 56,3 с (все данные для последней модификации «А.-3А»). Корпус из стали, сопло из стеклопластика. Сопло фиксированное.

АЛЕКСА́НДРОВ Александр Павлович (р. 1943), космонавт СССР, Герой Сов. Союза (1983), лётчик-космонавт СССР (1983). Чл. КПСС с 1970. В 1969 окончил вечерний ф-т МВТУ им. Н. Э. Баумана. С 1964 работает в КБ. С 1978 в отряде космонавтов. 27 июня — 23 нояб. 1983 совм. с В. А. *Ляховым* совершил полёт на КК «Союз Т-9» и орбит. станции «Салют-7» (в качестве бортинженера) с пристыков. ИСЗ «Космос-1443». Полёт продолжался 149 сут 10 ч 46 мин. Награждён орденом Ленина. Портрет на стр. **19**.

АЛЛЕЛОПА́ТИЯ (от греч. allēlōn — взаимно и páthos — испытываемое воздействие) — влияние растений друг на друга в результате выделения ими в окружающую среду разл. органич. веществ. А. может играть важную роль в космич. *биотехнических системах*. В условиях замкнутого круговорота веществ на КК возможна многосторонняя А., т. е. взаимовлияние растит. организмов, их влияние на животные организмы и человека и влияние последних на растения.

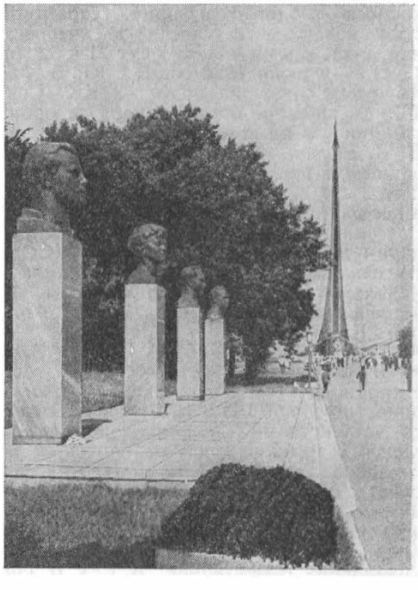
А́ЛЛЕН (Allen) Джозеф (р. 1937), космонавт США. Окончил ун-т Де Поу (шт. Индиана), получив степень бакалавра наук по физике и математике (1959), Йельский ун-т, получив последовательно степень магистра (1961) и доктора наук (1965) по физике. Работал в лаборатории ядерной физики в Вашингтонском ун-те, Йельском ун-те и др. С 1967 в группе космонавтов НАСА, 11—16 нояб. 1982 совм. с В. *Брандом*, Р. *Овермайером* и У. *Ленуаром* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Колумбия») в качестве специалиста по операциям на орбите. Полёт продолжался 5 сут 2 ч 14 мин 25 с. Чл. амер. об-ва физиков, Амер. астронавтич. союза, Нац. академии наук США, Амер. астронавтич. об-ва. Награждён золотой медалью НАСА «За исключительные научные достижения».

АЛЛЕРГИ́Я (от греч. állos — другой и érgon — действие) — изменённая чувствительность организма, проявляющаяся в нарушении обычного течения общих или местных реакций. Они могут быть повышены — гиперергия, понижены — гипергия или совсем отсутствовать — анергия. Вещества, способные вызвать А., наз. аллергенами. К ним относятся белки животного и растит. происхождения, а также синтетич. полимеры. Разновидностью А. является сенсибилизация, к-рая может обнаружиться в форме гиперергич. реакции или анафилаксии. Аллергизация организма в длит. космич. полёте может развиться вследствие изменения нормальных реакций на экстремальные условия обитания при воздействии биол. и аутоаллергич. факторов (сублимированные продукты питания, компоненты системы жизнеобеспечения и др.). Существенное значение имеют также и экзоаллергены микробного происхождения в результате сформировавшегося в течение всего полёта специфич. аэропланктона герметич. кабины. Для предотвращения А. в составе бортовой аптечки кабины предусмотрены средства срочной антиаллергич. помощи — антигистаминные и симпатомиметич. препараты.

АЛЛЕ́Я КОСМОНА́ВТОВ — скульптурный комплекс в Москве в честь советских космонавтов. Открыт 4.10.1967 в десятую годовщину запуска первого в мире ИСЗ. А. к. ведёт от проспекта Мира к обелиску «Покорителям космоса».

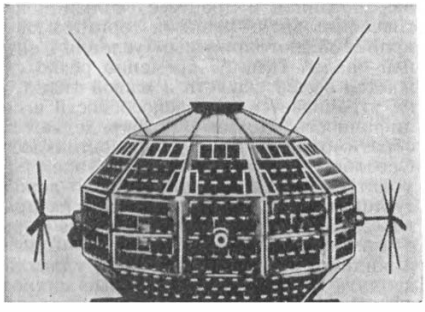
На А. к. установлены портретные бюсты космонавтов: Ю. А. Гагарина (скульптор Л. Е. Кербель), В. В. Терешковой (скульптор Г. Н. Постников), П. И. Беляева и А. А. Леонова (скульптор А. П. Файдыш-Крандиевский), В. М. Комарова (скульптор П. И. Бондаренко); все — бронза, гранит. В начале А. к. установлены памятники С. П. Королёву

Аллея космонавтов на проспекте Мира в Москве



(скульптор А. П. Файдыш-Крандиевский, гранит, 1967) и М. В. Келдышу (скульптор Ю. Л. Чернов, гранит, 1981).

«АЛУЭ́Т» (франц. Alouette, букв.— жаворонок) — наименование канадского ИСЗ для исследования ионосферы. Масса 145 кг. Корпус — сфероид: выс. 0,86 м, макс. поперечный размер 1,07 м. Электропитание от СБ (6500 элементов) и никель-кадмиевых батарей. Используется стабилизация вращением. Мгновенная ориентация определяется по показаниям трёхосного магнитометра и солнечных датчиков. Телеметрич. передатчики работают на частотах 136,08; 136,59; 136,98 МГц. ИСЗ оснащён датчиками ионной и электронной концентрации и темп-ры, масс-спектрометрами, детекторами энергетич. частиц, электро-



ИСЗ «Алуэт»

статич. зондами, приёмником низкочастотных шумов (30—50 кГц), низкочастотным передатчиком (50 кГц, 2 Вт), передатчиком с качающейся частотой (1,6—11,5 МГц) и панорамным приёмником (0,5—13 МГц) для регистрации галактич. шумов. На орбиты выведены 2 ИСЗ «А.» амер. РН «Тор-Дельта»: ИСЗ «А.-1» — 29.9.1962 на орбиту с выс. в перигее 1014 км, выс. в апогее 1046 км, наклонением 80,53°; период обращения 105 мин; ИСЗ «А.-2» — 29.11.1965 на орбиту с выс. в перигее 504 км, выс. в апогее 2985 км, наклонением 79,81°; период обращения 121,43 мин.

АЛЬБЕ́ДО (от позднелат. albedo — белизна) — отношение лучистого потока, рассеянного во всех направлениях элементом поверхности, к потоку, падающему на элемент. Характеризует отражат. способность поверхности. Различают А. интегральное (болометрическое) — для всего потока радиации, монохроматическое (для определ. длин волн) и спектральное. Чем больше А., тем более светлой выглядит данная поверхность. Напр., А. Луны 0,07, т. е. лунная поверхность рассеивает во всех направлениях 7% падающего на неё излучения, а остальные 93% она поглощает.

АЛЬТИ́МЕТР — то же, что *высотомер*.

АЛЬТШУ́ЛЕР (Altschuler) Хосе (р. 1929) — кубинский учёный в области электротехники и электроники, доктор технич. наук (1974). В 1953 окончил Гаванский университет. Чл. Высшего научного совета АН Республики Куба. С 1974 пред. Комиссии «Интеркосмос» Кубы. Осн. труды в области теоретич. электротехники и электроники.

АЛЮМИ́НИЙ Al — химический элемент, атомный номер 13, атомная масса 26,98154; конструкционный материал, а также горючий компонент к химическим ракетным топливам, позволяющий повысить удельный импульс и плотность последних. А. серебристо-белый лёгкий и ковкий металл. Плотность 2699 кг/м³, $t_{пл} \approx 660$ °С, $t_{кип} \approx 2520$ °С. В компактном виде весьма устойчив против коррозии, в порошкообразном — взаимодействует с водой, и его следует хранить при относит. влажности не выше 50%. Порошкообразный А. получают форсуночным диспергированием расплавл. металла струёй подогретого азота. В ракетной технике применяется в смесевых твёрдых ракетных топливах (в виде порошков с диаметром частиц менее 100 мкм и насыпной массой 1200—1400 кг/м³). Испытывался также в виде суспензии в ЖРД. Сгорание А. во фторе даёт бо́льший тепловой эффект и уд. импульс, чем его сгорание в кислороде.

АМЕРИКА́НСКИЕ ИСКУ́ССТВЕННЫЕ СПУ́ТНИКИ ЗЕМЛИ́ — см. *Космическая программа США*.

АМЕРИКА́НСКИЕ КОСМИ́ЧЕСКИЕ КОРАБЛИ́ — см. *Космическая программа США*.

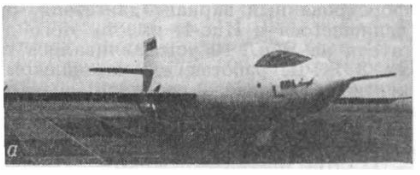
АМЕРИКА́НСКИЕ РАКЕ́ТНЫЕ САМОЛЁТЫ. В США с 1944 осуществляется программа строительства экспериментальных самолётов с ЖРД. Для обозначения этих самолётов принят индекс Икс (X) с соответствующим порядковым номером. Вначале ставилась цель достижения сверхзвуковой скорости полёта и изучения условий полёта с большими числами М на больших высотах. Эта часть программы была выполнена гл. обр. на самолётах Белл Икс-1 (в 1946—1951) и Икс-1А (в 1953—58). 14.10.1947 на самолёте Икс-1 впервые была превышена скорость звука (1216 км/ч). 12.12. 1953 лётчик Ч. Игер на самолёте Икс-1А достиг скорости 2640 км/ч на выс. 23 000 м. В 1954 лётчик А. Марри выполнял на этом самолёте полёты на выс. ~27 000 м, не превышая, однако, скорости, соответствующей числу М=2. Самолёты Белл Икс-1 и Икс-1А, почти одинаковые по схеме и конструкции, имели прямые крылья и прямое оперение. Они были снабжены четырёхкамерным ЖРД фирмы «Риэкшен моторс» (Reaction Motors Inc.) с тягой 27 кН. Прочность их конструкции рассчитывалась на перегрузки от +18 до —10 *g*. Ввиду незначит. продолжительности работы ЖРД (2,5—4 мин) эти самолёты поднимались на самолёте-матке (В-29) на выс. ~9000 м, где отделялись и начинали самостоят. полёт. Параллельно были построены модифициров. экземпляры самолётов Белл Икс-1 и Икс-1А с более тонкими крыльями, а также подобные им самолёты Белл Икс-1В, Икс-1D и Икс-1Е. В ходе испытаний 3 из 8 построенных самолётов этих типов потерпели катастрофу в результате взрывов топлива (жидкий кислород и спирт, разбавленный водой в отношении 5 : 1).

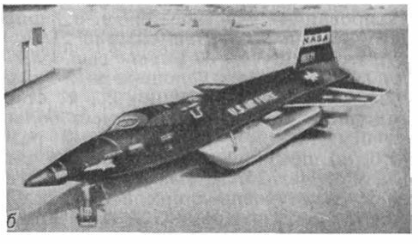
Другая часть программы была посвящена изучению характеристик стреловидных крыльев на околозвуковых и сверхзвуковых скоростях полёта. Исследования на сверхзвуковых скоростях проводились на самолёте Белл Икс-2, на к-ром 25.7.1956 лётчик Ф. Эверест по неофициальным данным достиг скорости 4000 км/ч. Икс-2 оборудован более мощным ЖРД фирмы «Кёртисс-Райт» (Curtiss-Wright Corporation) с регулируемой тягой (макс. тяга 72,5 кН), его стреловидное крыло и оперение изготовлены из толстых листов нержавеющей жароупорной стали. Для полётов на сверхзвуковых скоростях были построены самолёты Нортроп Икс-4 и Белл Икс-5. Первый из них был сконструирован по бесхвостовой схеме и предназначался, в частности, для изучения характеристик крыла с элевонами, применяемыми почти на всех самолётах с треугольными крыльями. Второй имел крыло с изменяемым углом стреловидности в полёте.

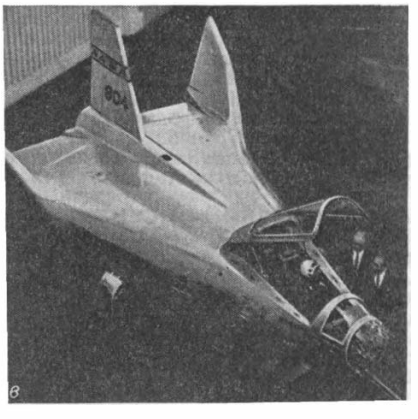
Были построены самолёты со скоростью полёта, соответствующей числам М=5 и более, высотность св. 100 км — Дуглас Икс-12, Американ Икс-15 и др.

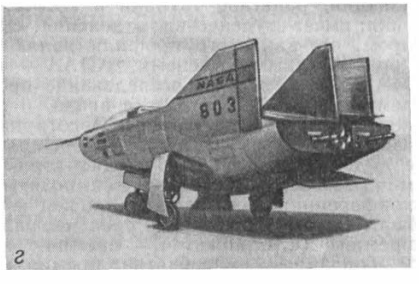
С сер. 60-х гг. строились экспериментальные пилотируемые ЛА с несущим

Ракетные самолёты: *а* — Икс-1; *б* — Икс-15; *в* — ЭйчЛ-10; *г* — М2-Ф3; *д* — Икс-24В









(т. е. создающим подъёмную силу) корпусом. В 1968—75 в полёте испытаны (с работающим ЖРД) следующие ЛА: ЭйчЛ-10 (HL-10), М2-Ф3 (M2-F3), Икс-24А, Икс-24В. При этом достигнуты макс. скорость, соответствующая числу М = 1,8, и макс. выс. 27,5 км. Эти ЛА построены в единств. экземпляре, изготовлены в осн. из алюм. сплавов, снабжены убирающимися шасси и аэродинамич. управляющими поверхностями, установл. в хвостовой части корпуса и на килях. М2-Ф3 снабжён также реактивной системой управления. В ЛА широко использовались серийные авиац. узлы и агрегаты и устанавливался унифицированный ЖРД тягой 35,6 кН — форсированный вариант двигателя, применявшегося в Икс-1; вместо этого двигателя на ЭйчЛ-10 устанавливались также 3 ЖРД, работающие на однокомпонентном топливе — перекиси водорода. Для изменения условий посадки к ЛА могут крепиться вспомогат. РДТТ. ЭйчЛ-10, первым испытанный в полёте, и М2-Ф3 построены фирмой «Нортроп корпорейшен» (Northrop Corp.); в проектировании участвовали н.-и. фирмы НАСА. М2-Ф3 — наименьший ЛА с несущим корпусом — имеет выс. 2,7 м, дл. 6,8 м, макс. поперечный размер 2,9 м; масса конструкции 2,1 т, стартовая масса 4,3 т. ЭйчЛ-10 имеет бо́льшие высоту (3,5 м) и поперечный размер (4,6 м) при той же площади в плане (15 м²). Икс-24А и Икс-24В спроектированы и построены фирмой «Мартин-Мариетта корпорейшен» (Martin Marietta Corp.). Икс-24А близок по размерам к ЭйчЛ-10, но существенно отличается конфигурацией (поперечное сечение в виде треугольника со скруглённой вершиной). Испытанный последним Икс-24В является модификацией Икс-24А с более развитой несущей поверхностью (31 м²). Стартовая масса этого эксперимент. ЛА с несущим корпусом 5,9 т, масса конструкции 3,5 т. Запас топлива (2 т) обеспечивал полёт продолжительностью 15 мин.

Г. А. Назаров.

АМЕРИКА́НСКИЙ ИНСТИТУ́Т АЭРОНА́ВТИКИ И АСТРОНА́ВТИКИ, АИАА (American Institute of Aeronautics and Astronautics, сокр. AIAA) — американская неправительственная организация, созданная в 1963 в результате слияния *Американского ракетного общества* с Институтом аэрокосмических наук (Institute of Aerospace Sciences, сокр. IAS). АИАА объединяет учёных и технич. специалистов в области воздухоплавания, авиации, ракетной техники и космонавтики; имеет студенческие отделения. Осн. пром. орг-ции этого профиля являются корпоративными членами. АИАА — чл. МАФ. Осн. задача: исследование проблем и перспектив развития авиац. и ракетно-космич. техники. АИАА сотрудничает с пром. и правительств. орг-циями с целью определения будущих аэрокосмич. программ. Организует симпозиумы, конференции, лекции и др., издаёт журналы. Присуждает св. 40 спец. наград и премий («Астронавтич. премия им. Р. Годдарда», «Аэронавтич. премия им. С. Рида» и др.). В 1983 в АИАА состояло ок. 30 тыс. членов. Первый президент — У. *Пикеринг*.

АМЕРИКА́НСКОЕ РАКЕ́ТНОЕ О́БЩЕСТВО (American Rocket Society, сокр. ARS) — американская общественная организация, существовавшая в 1930—63 и содействовавшая развитию реактивной техники, ракетостроения и космонавтики в США. А. р. о. было основано энтузиастами идеи космич. полёта и до 1934 наз. Американским межпланетным обществом (American Interplanetary Society). Президентами А. р. о. были Д. Лассер (D. Lasser, 1930—1931), Дж. Пендрей (G. Pendray, 1932—35), У. *Пикеринг* и др.

Эмблема Американского ракетного общества

В 1932—41 члены А. р. о. провели испытания нескольких экспериментальных конструкций жидкостных ракет (массой в несколько кг) и ЖРД, запустили несколько десятков небольших пороховых ракет с целью исследования вопросов проектирования высотных ракет. Наиболее значит. успехи — полёт в 1934 ракеты (ЖРД на кислороде и бензине) на выс. 116 м и дальность св. 400 м, а также успешные стендовые испытания в 1938—41 кислородно-спиртового ЖРД конструкции Дж. Уайлда (J. Wyld) с регенеративным охлаждением. Этот ЖРД (тяга св. 400 Н, уд. импульс св. 1830 м/с) явился поводом для создания в 1941 членами А. р. о. фирмы «Риэкшен моторс» — первой амер. фирмы, специализирующейся в разработке и произ-ве ЖРД. В 1945 с целью укрепления своего положения А. р. о. присоединилось к Амер. об-ву инженеров-механиков (American Society of Mechanical Engineers), сохранив, однако, самостоятельность в своей деятельности. С 1951 А. р. о.— чл. МАФ. В кон. 40-х— нач. 50-х гг. произошло значит. расширение А. р. о. и его превращение в профессиональную орг-цию.

С 1930 А. р. о. выпускало журнал под разл. назв., с 1957 — 2 ежемесячных журнала: «Реактивное движение» (Jet Propulsion) и «Астронавтика» (Astronautics). С 1948 А. р. о. присуждало спец. ежегодные премии (им. Р. Годдарда, им. Дж. Уайлда и т. д.). В февр. 1963 А. р. о. вошло в состав *Американского института аэронавтики и астронавтики*.

АМИ́НЫ — производные аммиака, атомы водорода к-рого замещены органическими радикалами; высококипящие горючие для ЖРД. По числу замещённых атомов водорода различают первичные, вторичные и третичные А. В космич. технике используются жидкие алифатические и ароматические А. Эти А. токсичны (в основном действуют на кровь и нервную систему); обладают высокой хим. стабильностью при хранении, но имеют повыш. гигроскопичность. Коррозионная активность А. невысока (совместимы с малоуглеродистыми сталями, алюминием и его сплавами, никелем). В ракетной технике А. и их смеси нашли применение или изучались в качестве пускового и осн. горючего для ЖРД (напр., *«Тонка-250»*, *анилин*, *диэтиламин*, *триэтиламин* и др.). По своим энергетич. свойствам А. в паре с *азотнокислотными ракетными окислителями* приближаются к *керосинам*. Многие А. самовоспламеняются при смешивании с азотнокислотными и *фторными окислителями*.

АММИА́К ЖИ́ДКИЙ NH_3 — сжиженное простейшее химическое соединение азота с водородом; низкокипящее горючее для ЖРД. Бесцветная жидкость с резким характерным запахом. Плотность 681,4 кг/м³ (при —33,4 °С), $t_{пл} \approx$ $\approx$ —78 °С, $t_{кип} \approx$ —33,4 °С. Токсичен, химически и термически стабилен, не чувствителен к внеш. импульсам, слабо агрессивен по отношению к конструкц. материалам (напр., сплавам на основе железа и алюминия), но с медью совместим только в отсутствие кислорода. Смесь паров аммиака с воздухом способна взрываться; границы взрывчатости при комнатной темп-ре лежат в пределах 15—28% (по объёму) и с повышением темп-ры или содержания кислорода в воздухе расширяются. А. ж. доступен и дёшев, получают его синтетически из азота и водорода. В ракетной технике применяют в паре с *кислородом жидким*; изучается его применение с *фтором жидким*. Иногда вводят в гидразин для снижения темп-ры плавления последнего.

АНАБИО́З (греч. anabíōsis — оживление, от ana- — вновь и bíos — жизнь) — выработанная в процессе эволюции приспособительная реакция организмов к крайне неблагоприятным условиям внешней среды. При А. временно резко снижается обмен веществ в живой ткани, но не утрачивается жизнеспособность и специфичность. Поэтому А. определяют как обратимо прерванную жизнедеятельность. Способность организмов длит. время находиться в состоянии А. широко используется в науч. исследованиях и на практике. Проведены опыты, в ходе к-рых с помощью жидкого гелия (—269 °С) и жидкого водорода (—253 °С) удавалось вводить в состояние А. нек-рые микробы и их споры, дрожжевые грибы, семена и пыльцу растений, споры папоротников и мхов, водоросли и др. Подвергаются А. также амёбы, нематоды и др. черви, тихоходки, яйца и гусеницы насекомых, клетки и ткани амфибий и др. Нек-рые ткани (напр., кровь) сохраняют способность переносить длит. и глубокое охлаждение без потери жизнеспособности при добавлении таких защитных веществ, как глюкоза, этиленгликоль, глицерин и др. Сперма животных после глубокого охлаждения жидким водородом сохраняет способность к оплодотворению.

Исследования по А. перспективны и в отношении высших животных и свидетельствуют о способности живых организмов в состоянии искусств. гипотермии переносить экстремальные условия, чрезмерные по силе воздействия, к-рые возможны в космич. полёте (см. *Гипотермия*).

АНА́ЛОГО-ЦИФРОВО́Й КО́МПЛЕКС — совокупность ЭВМ с аналоговым и цифровым представлением величин, объединённых единой системой управления. Наряду с аналоговыми вычислит. машинами (АВМ) и ЦВМ в состав А.-ц. к. входят преобразователи представления величин, устройства внутрисистемной связи, периферийное оборудование. АВМ — машины непрерывного действия, в к-рых каждому мгновенному значению переменной величины соответствует мгновенное значение др. машинной величины; каждой математич. операции соответствует физ. закон, устанавливающий зависимость между величинами на входе и выходе. АВМ присуще высокое быстродействие, простота набора задач, лёгкость сопряжения с исследуемым объектом. Однако точность результатов, получаемых на АВМ, сравнительно невысока; ограничен класс решаемых ею задач. В ЦВМ информация представляется в виде дискретных значений — чисел. Решение на ЦВМ — последоват. выполнение арифметич. операций над числами. ЦВМ позволяет производить сложные вычисления с высокой точностью, однако использование их при управлении и мо-

делировании быстротекущих процессов в реальном масштабе времени ограничено их быстродействием.

Совместное использование в комплексе АВМ и ЦВМ расширяет возможности каждой из них. ЦВМ позволяет выработать для АВМ сложные нелинейные зависимости, осуществить запоминание результатов и статистич. обработку информации. В свою очередь, АВМ расширяют возможности ЦВМ в части моделирования реальной аппаратуры, воспроизводят быстротекущие процессы. А.-ц. к. решает задачи управления РН и КА, комплексными тренажёрами, моделирует в реальном масштабе времени системы управления, содержащие аналоговые и цифровые устройства, биол. системы, оптимизирует управление. Наиболее полно используются возможности А.-ц. к. в задачах, при решении к-рых требуемое быстродействие превышает возможности совр. ЦВМ, а необходимая точность вычислений на АВМ трудно достижима. Наряду с вычислит. возможностями А.-ц. к. присущи погрешности, отсутствующие в отдельно работающих ЭВМ: ошибки, связанные с дискретным характером выдачи результатов с выхода ЦВМ, ошибки от неодновр. выборки аналоговых сигналов на аналогово-цифровой преобразователь (АЦП) и неодновр. выдачи цифровых сигналов на цифро-аналоговый преобразователь и др. АЦП величин входят в состав бортовых систем. Бортовой АЦП осуществляет обмен информацией между аналоговыми приборами РН и КА и бортовой ЦВМ; он позволяет выполнять преобразование аналоговых величин в цифровые для обработки их на бортовой ЦВМ. В свою очередь приём команд бортовой ЦВМ в цифровой форме аналоговой аппаратурой требует обратного перевода из цифровой формы представления в аналоговую.

В. А. Иванов.

АНГЛИ́ЙСКИЕ ИСКУ́ССТВЕННЫЕ СПУ́ТНИКИ ЗЕМЛИ́ — см. *Космическая программа Великобритании.*

А́НДЕРС (Anders) Уильям (р. 1933) — космонавт США, майор ВВС в отставке. В 1955 окончил Военно-мор. академию США, получив степень бакалавра наук. По окончании Технологич. ин-та ВВС (Райт-Паттерсон, шт. Огайо) А. присвоена степень магистра наук (1962). Работал инженером в обл. ядерной физики и лётчиком-инструктором в Лаборатории вооружений на авиац. базе в Кертленде (шт. Нью-Мексико). С 1963 в группе космонавтов НАСА. 21—26 дек. 1968 совм. с Ф. *Борманом* и Дж. *Ловеллом* совершил первый полёт к Луне с выходом на селеноцентрич. орбиту на КК «Аполлон-8» в качестве пилота лунной кабины. КК, сделав 10 оборотов вокруг Луны, вернулся на Землю. Полёт продолжался 6 сут 3 ч 42 с. Исполнит. секретарь НАСА (1969—73). Спец. уполномоченный комиссии по атомной энергии (1973). С 1974 председатель Регулятивной ядерной комиссии. Посол США в Норвегии (1976—1977). Чл. Амер. об-ва по атомной энергии, Амер. геофиз. союза. Награждён медалью де Лаво, золотой медалью «Космос» (ФАИ), золотой медалью НАСА «За выдающиеся заслуги». Именем А. назв. кратер на Луне. Ген. директор фирмы Nuclear Energy Products Division with General Electric Co. (Сан-Хосе, шт. Калифорния).

«А́НИК» (эскимосск., букв.— брат) — наименование ИСЗ для региональной коммерческой системы связи Канады. Модель «А.-А» изготовлена амер. фирмой «Хьюз эркрафт» (Hughes Aircraft). Масса при старте 567 кг, на стационарной орбите после выгорания топлива бортового РДТТ — 270 кг. Корпус — цилиндр длиной 3,3 м и диаметром 1,8 м. Электропитание от СБ (23 000 элементов), обеспечивающих после выхода ИСЗ на стационарную орбиту мощность 300 Вт, а в конце расчётного периода активного существования (7 лет) — 230 Вт. В период захода ИСЗ в тень Земли электропитание от аккумуляторных батарей. Используется стабилизация вращением; антенный блок снабжён механич. системой противовращения. В системе ориентации оси вращения (перпендикулярно плоскости орбиты) применяются 2 солнечных датчика, а также 2 ИК датчика земного горизонта, снабжённых небольшими телескопами. Исполнит. органами системы ориентации оси вращения и коррекции стационарной орбиты служат микродвигатели, работающие на продуктах разложения гидразина. Запас гидразина 60 кг. Для перевода ИСЗ с переходной орбиты на стационарную используется РДТТ тягой 23—25 кН. ИСЗ оснащён 12 ретрансляторами, обеспечивающими передачу 12 программ цветного ТВ или двустороннюю радиотелефонную связь по 4800 каналам. Приём осуществляется на частоте 5925—6425 МГц, передача — на частоте 3700—4200 МГц. Антенна имеет параболич. отражатель диам. 1,5 м. Ширина диаграммы направленности 3 × 8°, эффективная излучаемая мощность 33 дБ·Вт. На стационарную орбиту выведены РН «Торад-Дельта» 11.1.1973 «А.-1», к-рый находится над 114° з. д.; 20.4.1973 — «А.-2» (109° з. д.); 7.5.1975 — «А.-3» (104° з. д.).

Модель «А.-В» изготовлена амер. фирмой «Рейдио корпорейшен оф Америка» (Radio Corporation of America). Масса при старте 921 кг, электропитание от СБ (840 Вт) и трёх никель-кадмиевых батарей ёмкостью по 17 А·ч. ИСЗ оснащён 12 ретрансляторами диапазона С (приём 5,9—6,4 ГГц, передача 3,7—4,2 ГГц) и 6 — диапазона К (приём 14—14,48 ГГц, передача 11,7—12,18 ГГц). ИСЗ модели «А.-В» («А.-4») запущен РН «Торад-Дельта» 15.12.1978. В дальнейшем запуски ИСЗ этой модели не планируются.

Модель «А.-С» разработана амер. фирмой «Хьюз эркрафт». Масса при старте 551 кг. Корпус — цилиндр диам. 2,16 м, выс. (с антенным блоком и выдвинутой цилиндрич. конструкцией, несущей СБ) 6,43 м. Стабилизация вращением. ИСЗ оснащён 16 ретрансляторами диапазона 12/14 ГГц. 2 ИСЗ модели «А.-С» запущены в 1982 и 1983.

Модель «А.-D» разработана канад. фирмой «Спар аэроспейс» (Spar Aerospace). ИСЗ оснащён 24 ретрансляторами диапазона 4/6 ГГц. Каждый ретранслятор имеет ширину полосы 36 МГц и рассчитан на обеспечение односторонней радиотелефонной связи по 960 каналам или на передачу одной ТВ программы. Первый ИСЗ «А.-D» выведен на орбиту в авг. 1982 для использования совместно с ИСЗ «А.-В».

ИСЗ «Аник» (модель А)

У. Андерс

Н. Армстронг

По состоянию на 1.1.1984 наземный комплекс системы связи на базе ИСЗ «А.» включал свыше 100 станций, оснащённых антеннами с диам. отражателя от 3 до 12,7 м.

Д. Ю. Гольдовский.

АНИЛИ́Н $C_6H_5NH_2$ — простейший ароматический *амин*; высококипящее горючее для ЖРД. Маслянистая желтоватая жидкость со слабым запахом. Плотн. 1022 кг/м³ (при 20 °С), $t_{пл} \approx -6$ °С, $t_{кип} \approx 184$ °С. Токсичен (*предельно допустимая концентрация* 3 мг/м³), химически и термически стабилен, по отношению к конструкционным материалам не агрессивен. А. окисляется кислородом. При взаимодействии с *азотной кислотой* и *азота окислами* образует нитраты (с выделением значит. кол-ва теплоты). В пром-сти получают каталитич. восстановлением нитробензола. Как горючее или его компонент применялся в Германии (до 1945), США и Франции в паре с азотной кислотой и *азотнокислотными ракетными окислителями*, самовоспламеняется при контакте с ними. Для снижения $t_{пл}$ в А. вводят, напр., фурфуриловый спирт (20% по массе).

А́ННЁ (Andöy) — ракетный полигон Норвегии, расположенный на острове Аннё в Норвежском море (69° с. ш. и 16° в. д.). Используется для запуска иссл. ракет. В экспериментах участвуют науч. учреждения Великобритании, ФРГ и др. стран.

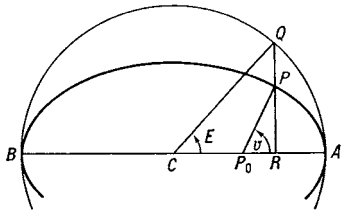
АННИГИЛЯЦИО́ННЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — то же, что *фотонный ракетный двигатель.*

АНОМА́ЛИЯ И́СТИННАЯ — угол, образуемый радиусом-вектором КО с направлением на *перицентр* орбиты. Отсчитывается от направления на перицентр в направлении движения КО и может изменяться от 0 до ∞. Определяет положение в данный момент КО на эллиптич. орбите.

АНОМА́ЛИЯ СИ́ЛЫ ТЯ́ЖЕСТИ — разность между замеренным значением силы тяжести и теоретическим (нормальным) её значением в той же точке Земли, вычисленным при тех или иных предположениях о внутреннем строении Земли. Таким образом, А. с. т. зависит от выбранной формулы для нормальной силы тяжести. А. с. т. наблюдается у разл. небесных тел.

АНОМА́ЛИЯ СРЕ́ДНЯЯ — угол между направлением на *перицентр* и радиусом-вектором нек-рой фиктивной точки, движущейся по эллиптической орбите с постоянной угловой скоростью, равной средней угловой скорости КО, и проходящей одновременно с ним через перицентр и апоцентр. Отсчитывается от направления на перицентр орбиты в направлении движения КО и может изменяться от 0 до ∞.

АНОМА́ЛИЯ ЭКСЦЕНТРИ́ЧЕСКАЯ — вспомогательная угловая переменная *эллиптического движения*, связанная со временем *Кеплера уравнением*. Отсчитывается от направления на перицентр орбиты в направлении движения КО и может изменяться от 0 до ∞. А. э. имеет след. геометрич. смысл. Пусть APB (см. рис.) — эллиптич. орбита, а A, P_0,



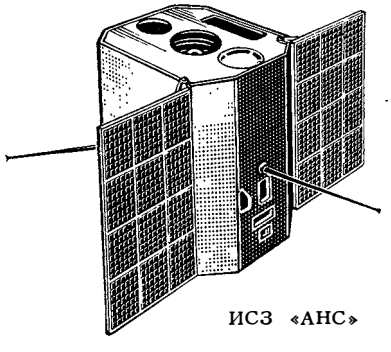
C — соответственно перицентр, фокус, центр орбиты. Пусть, далее, AQB — окружность, проведённая из центра C радиусом, равным *большой полуоси*. Тогда, если P — положение небесного тела в момент t, а PQ — перпендикуляр к большой оси орбиты, то А. э. равна углу ACQ.

АНОМА́ЛЬНОЕ ПОГЛОЩЕ́НИЕ РАДИОВО́ЛН в ионосфере. Обусловлено увеличением ионизации ниж. областей *ионосферы* во время разл. возмущений. Бывает трёх типов. А. п. р. 1-го типа, или поглощение в период внезапного ионосферного возмущения, имеет резкое начало, продолжительность его колеблется от неск. мин до 1 ч. Причиной возникновения А. п. р. является электромагнитное (в осн. УФ и рентгеновское) излучение хромосферных вспышек на Солнце. Обусловленное этим резкое увеличение ионизации в ниж. областях ионосферы (слой D) ведёт к неожиданному прекращению связи в коротковолновом диапазоне на всём освещённом полушарии Земли. Поглощение этого типа сильнее проявляется на более низких широтах.

А. п. р. 2-го типа, или т. н. авроральное поглощение (ППС), наблюдается примерно на широтах зоны *полярных сияний* и сопровождает, как правило, магнитные бухтообразные возмущения и полярные сияния. Период ППС может продолжаться неск. ч, хотя в отд. случаях длится от неск. мин до неск. десятков мин. ППС обусловлено вторжением в ионосферу электронов с энергиями в неск. десятков кэВ, что приводит к появлению полярных сияний на выс. ~100 км и увеличению ионизации на выс. 60—80 км за счёт рентгеновского излучения, возникающего при торможении энергичных электронов. В соответствии с локализацией полярных сияний зона авроральное поглощения имеет форму дуги, иногда достигающей 125—190° по долготе и 6° по широте. ППС чаще наблюдается в ночные и утренние часы, минимально в вечерние часы. В сезоне максимум приходится на равноденствие. ППС ведёт к ухудшению связи на коротких волнах, на отд. частотах вызывает её периодич. срывы.

А. п. р. 3-го типа, или поглощение в полярной шапке (ППШ), охватывает одновременно все высокие широты, начиная с геомагнитного полюса и включая кольцо зоны полярных сияний. ППШ наблюдается через неск. ч после мощных хромосферных вспышек и является следствием прихода к Земле частиц солнечных космич. лучей (протоны с энергией 1—100 МэВ и α-частицы ~1 МэВ), проникающих до высот ниже 60 км и обусловливающих появление в этой области повыш. ионизации. ППШ чаще наблюдается летом, зимой случаи появления ППШ очень редки; в годы минимума солнечной активности ППШ практически отсутствует. Продолжительность ППШ составляет от неск. ч до неск. сут. ППШ ведёт к ухудшению коротковолновой связи в полярных областях, приводя в нек-рых случаях к непрохождению радиоволн во всём КВ диапазоне в течение неск. суток подряд.

«АНС» (голл. ANS, сокр. от Astronomische Nederlandse Satelliet — астрономический нидерландский спутник) — наименование нидерландского ИСЗ для регистрации УФ и рентгеновского излучения астрономических объектов. Масса ИСЗ 130 кг, в т. ч. масса науч. приборов 42 кг. Корпус — параллелепипед с двумя скруглёнными боковыми гранями. Дл. 1,23 м, поперечный размер 0,61 м. К корпусу крепятся 2 панели СБ (вырабатываемая мощность 81 Вт), размах панелей 1,44 м. В системе трёхосной ориентации используются маховики и магнитные катушки. Бортовая ЦВМ имеет память ёмкостью $0{,}46 \cdot 10^6$ бит; предусматривается ввод в ЦВМ новых программ через каждые 12 ч. Пропускная способность телеметрич. системы 4096 бит/с. В состав науч. приборов входят: 2 телескопа системы Кассегрена с апертурой 22 см для регистрации УФ излучения (150—330 нм) молодых звёзд до 10-й звёздной величины; 2 прибора для регистрации мягкого рентгеновского излучения (0,3—5 кэВ) и прибор для регистрации жёсткого рентгеновского излучения (2—40 кэВ). Последний прибор создан в США, остальные — в Нидерландах. «АНС» выведен 30.8.1974 амер. РН «Скаут» на орбиту



ИСЗ «АНС»

с выс. в перигее 274 км, выс. в апогее 810 км, наклонением 98°; период обращения 95,2 мин.

«АНТА́РЕС» (англ. Antares, от названия звезды α созвездия Скорпиона) — наименование американского РДТТ, используемого на 3-й ступени РН *«Скаут»*. Масса с топливом 1,26 т, в т. ч. топлива 1,16 т, дл. 2,89 м, диам. 0,76 м. Тяга в пустоте 129 кН, продолжительность работы 25,2 с (все данные для последней модификации «А.-2В»). Корпус — из стеклопластика, сопло — стальное.

АНТЕ́ННА (от лат. antenna — мачта, рей) — устройство для непосредственного излучения в пространство (передающая А.) или (и) приёма (приёмная, приёмно-передающая А.) радиоволн. А. являются элементом линий *космической связи* и имеются как на земных станциях связи (см. *Антенна земной станции*), так и на борту КА (см. *Антенна бортовая*). Используемые в космич. связи А. различают: по ширине спектра излучаемых (принимаемых) частот — узкополосные, широкополосные, диапазонные; по направленности излучения (пространственной избирательности) — всенаправл., слабонаправл., остронаправленные; по способу управления направленностью излучения (приёма) — с механич. управлением, с электронным управлением; по принципу действия — диполь, антенная решётка, «волновой канал» и др.; по конструктивному выполнению — отрезок провода, спирали, металлические зеркала и т. д. Осн. параметры и характеристики А.: диаграмма направленности — графическое изображение зависимости напряжённости (на заданном и большом расстоянии от А.) поля излучаемой А. волны от направления (характеризуется углом между направлениями, в к-рых напряжённость поля уменьшается в $2^{-1/2} \approx 0{,}707$ раза по сравнению с макс. значением); коэффициент направленного действия G — отношение мощности, излучаемой антенной в данном направлении, к мощности, усреднённой по всем направлениям; кпд η — отношение излучаемой мощности к мощности, подводимой к А.; коэффициент усиления D — произведение кпд А. на коэф. направленного действия; эффективная площадь S — отношение мощности, поступающей на вход приёмника, согласованного с А., к плотности мощности, падающей на А.: $S = \frac{D \cdot \lambda^2}{4\pi}$, где λ — длина волны. Все А. в принципе могут работать и в режиме приёма и в режиме передачи, причём в обоих режимах характеристики А. (диаграмма направленности, коэф. усиления и др.) одинаковы. Однако специфика приёма, особенно при приёме слабых сигналов, не всегда позволяет использовать это свойство. Для приёмных А. важными характеристиками (кроме перечисленных) являются *шумовая температура* А. $T_а$ (характеризующая уровень шумов на выходе А.) и её добротность, равная $D/T_а$.

АНТЕ́ННА БОРТОВА́Я космического аппарата — составная часть бортового радиокомплекса КА; может быть приёмной, передающей и приёмно-передающей. А. б. предназначены для обеспечения связи КА с наземными радиосредствами, с др. КА, спускаемым аппаратом и т. д. В зависимости от задач и используемого *диапазона радиочастот* на борту КА применяются антенны самых разл. типов (параболич., спиральные, штыревые, рупорные, щелевые, дипольные вибраторы и др.), ширина диаграммы направленности к-рых 180—360° у всенаправленных и 1—10° у остронаправленных. А. б. может быть складной (развёртывающейся). В этом случае её приводят в рабочее состояние после вывода КА на орбиту. В составе КА может быть неск. А. б. разл. типа, назначения. Разработаны и внедряются А. б. с неск. узкими лучами, обеспечивающими пространственно-разнесённые линии (направления) связи, либо с формируемыми диаграммами направленности сложной формы, что позволяет обслуживать только определ. терр. См. также *Наведение антенн* космических аппаратов.

АНТЕ́ННА ЗЕМНО́Й СТА́НЦИИ — обычно направленная *антенна*, являющаяся составной частью радиолиний космос — Земля и Земля — космос. А. з. с. входят непосредственно в комплект *зем-*

ных станций слежения за ИСЗ или представляют собой отд. многофункциональные антенные комплексы для решения (совместно с разл. аппаратурными комплексами) широкого класса задач приёма и передачи информации, измерения параметров движения КА и т. д. А. з. с. могут быть передающими, приёмными и приёмно-передающими. В состав А. з. с. входят: собственно антенна с поворотным устройством, системы управления, наведения и сопровождения, антенно-волноводный тракт, низкочастотные и силовые кабельные соединения. Осн. требования, предъявляемые к А. з. с.: большой коэф. усиления, высокий кпд, низкий уровень шумов (для приёмных антенн), возможность оперативного управления параметрами антенны и диаграммой направленности при слежении за КА, стабильность параметров при изменении внеш. условий (темп-ра, влажность, ветер, гололёд и т. д.). Наибольшее распространение в *космической связи* получили одно- и двухзеркальные параболич. антенны, фазированные антенные решётки и многоэлементные спиральные антенны. В СССР в качестве А. з. с. в спутниковых системах связи используются в осн. параболич. антенны диам. 12 м («Орбита»), 7 м (перевозимая станция «Марс»), 2,5 м («Москва»), в системе спутникового ТВ «*Экран*» (на земных станциях) — антенны типа «волновой канал».

Для связи с КА, находящимися в ближнем и среднем космосе (т. е. до высот полёта 36—40 тыс. км), как правило, применяют параболич. антенны с диам. зеркала 12—15 м. Это позволяет получать высокие динамич. характеристики антенной системы при наведении на КА. Значительные эффективные площади таких антенн дают возможность обеспечить большую скорость передачи информации с ИСЗ (до 10^{10} бит/с и более). В космич. связи начинают получать распространение фазированные антенные решётки (ФАР). Эти А. з. с. относятся к системам с электронным сканированием диаграммы направленности. Различают антенны с фазовым и частотным сканированием. По своим характеристикам ФАР представляют собой многоэлементные (от неск. десятков до неск. тысяч) антенны дециметрового или сантиметрового диапазонов радиоволн с узкими диаграммами направленности (0,1—2°), диапазоном сканирования луча до ±60°, с апертурами (раскрытием антенны) от единиц до неск. десятков м и мощностями излучения до 50 МВт в импульсе (система СПАДАТ).

Для связи с КА дальнего космоса (в пределах Солнечной системы) используются высокоэффективные антенные системы на базе однозеркальных параболических антенн с диам. зеркала 64—100 м. Указанные антенные системы работают в диапазонах частот от 500 МГц до 10 ГГц и имеют диаграммы направленности с шириной луча от 1,5 до 10′. Это предъявляет высокие требования к точности управления и наведения антенн по угловым координатам. Для таких антенн создаются прецизионные системы наведения и сопровождения с использованием быстродействующих ЭВМ. Большие габариты антенн приводят к значит. протяжённости волноводно-фидерного тракта от антенны к аппаратуре приёма и регистрации информации. В связи с этим устройства предварит. усиления и преобразования СВЧ сигналов, а также аппаратура оконечных каскадов передатчика размещаются непосредственно на подвижной части антенны в спец. отсеках.

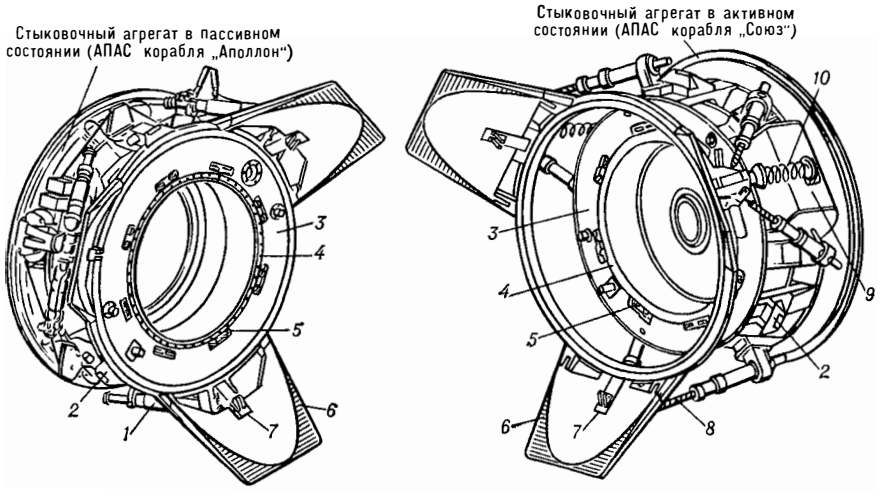
В. Н. Медведев.

АНТИВЕЩЕСТВО́ — вещество, состоящее из античастиц, т. е. элементарных частиц, имеющих такие же массу, спин и некоторые другие физические характеристики, что и «обычные» частицы, но отличающихся от них знаками электрического, барионного или лептонного зарядов, магнитного момента и т. д. *Ядра атомов А. состоят из антипротонов* и антинейтронов. Роль электронов в атомах А. выполняют позитроны. Физические свойства атомов и ядер А. (энергии уровней, характерные спектральные линии, энергия связи нуклонов в ядрах и т. д.) должны быть те же, что и у обычных атомов и ядер. В наблюдаемой части Вселенной содержится обычное вещество, А. не обнаружено. Существование античастиц предсказано в 1930 П. Дираком (Великобритания). Первая античастица (позитрон) экспериментально обнаружена К. Андерсоном (США) в 1932. Вслед за позитроном в космич. лучах были открыты пары частиц μ^+ и μ^--мезоны, а затем уже на ускорителях π^+ и π^--мезоны. В 1955 был открыт антипротон, затем антинейтрон и др. В 1965 амер. физики получили антидейтерий, а в 1969 группа сов. учёных на ускорителе протонов в Серпухове зарегистрировала ядро антигелия-3, состоящее из двух антипротонов и одного антинейтрона. При взаимодействии соответствующих частицы и античастицы происходит аннигиляция — процесс, при к-ром выделяется энергия, эквивалентная массе покоя этих частиц — 2 mc^2 (m — масса покоя частиц, c — скорость света в вакууме). Энергию уносят рождающиеся при аннигиляции π-мезоны и γ-кванты.

АПАС (сокр. от Андрогинный Периферийный Агрегат Стыковки). Андрогинность (двуполость) — способность АПАС выполнять как активную, так и пассивную роль и стыковаться с подобным себе агрегатом — даёт возможность двум КА (в т. ч. двум одинаковым КА) стыковаться между собой; упрощает в случае необходимости оказание помощи терпящему бедствие КК. Первые агрегаты подобного типа созданы в СССР и США при осуществлении программы *ЭПАС*. Они относятся к т. н. периферийному типу, т. к. стыковочный механизм, основой к-рого является кольцо с тремя направляющими выступами, скомпонован по периферии стыковочного шпангоута; благодаря этому центральная часть, где расположен *переходный тоннель*, остаётся свободной.

АПАС, выполняющий роль активного агрегата стыковки, выдвигает кольцо с направляющими, к-рое расположено на 6 подвижных штангах — амортизаторах, пассивный АПАС подтягивает его к стыковочному шпангоуту. При стыковке кольца с направляющими двух АПАС взаимодействуют между собой; кольцо активного агрегата произвольно перемещается на амортизаторах (по 6 степеням свободы); происходит поглощение энергии соударения КК. При совмещении колец с помощью трёх защёлок происходит *сцепка*. После выравнивания кольцо подтягивается приводом стыковочного механизма до соприкосновения стыковочных шпангоутов, к-рые затем соединяются с помощью располож. на них замков, обеспечивающих жёсткость и герметичность стыка. Возможно также использование замков стыковочного шпангоута пассивного агрегата, к-рые являются фактически резервным комплектом. Для расстыковки открываются защёлки кольца и замков стыковочного шпангоута активного АПАС; КК расталкиваются пружинными толкателями.

Стыковка и расстыковка могут быть осуществлены также механизмами пассивного агрегата. Возможность полностью выполнять стыковку и расстыковку любым из двух соединяемых АПАС является их дополнит. преимуществом. Стыкуемость агрегатов с себе подобными обеспечивается применением т. н. принципа обратной симметрии, к-рый заключается в расположении всех ответных, т. е. входящих друг в друга или взаимодействующих элементов (напр., штырь—гнездо, вилка — розетка, выступ — впадина) попарно симметрично относительно оси обратной симметрии; при этом агрега-



Андрогинные периферийные агрегаты стыковки КК «Союз» и «Аполлон»: *1* — гидроамортизатор; *2* — защёлка на корпусе; *3* — корпус; *4* — уплотнение стыка; *5* — замок стыковочного шпангоута; *6* — кольцо с направляющими выступами; *7* — защёлки кольца; *8* — передача винт — гайка; *9* — привод стыковочного механизма с блоком дифференциалов; *10* — пружинный кабель

ты соединяются так, что эти оси совмещаются. По этому принципу сконструированы как кольцо с направляющими выступами, так и стыковочный шпангоут. Управление и контроль за работой механизмов — дистанционные, с пультом управления соответствующего КК. а также из наземных Центров управления полётом; для этого АПАС содержат датчики, регистрирующие выполнение осн. операций и состояние конструкции. Построение осн. механизмов АПАС космич. кораблей «Союз» и «Аполлон» (см. рис.) существенно отличаются. В КК «Союз» применена электромеханич. конструкция с электромагнитным демпфированием, дифференциальными связями 6 штанг между собой и приводом стыковочного механизма; штанги представляют собой винты с шариковинтовыми преобразователями поступат. движения во вращательное и обратно. В АПАС космич. корабля «Аполлон» применены гидравлич. амортизаторы и тросовая связь кольца с электроприводом стыковочного механизма. Существенные различия имеют также конструкции др. элементов. Совместимость, т. е. стыкуемость, АПАС космич. кораблей «Союз» и «Аполлон» обеспечена согласованием миним. числа размеров, определяющих расположение и габариты взаимодействующих элементов конструкций, а также таких параметров, как ход подвижных элементов, развиваемые усилия и т. д. Для подтверждения совместимости были проведены совместные наземная отработка и испытания. С помощью АПАС осуществлены две стыковки КК «Союз» и «Аполлон» 17 и 19 июля 1975, причём поочерёдно каждый из КК выполнил активную роль. Разработка АПАС заложила основу для создания и применения совместимых средств стыковки последующих КК и станций. *В. С. Сыромятников.*

А́ПЕКС (от лат. apex — верхушка) — точка небесной сферы, по направлению к к-рой перемещаются Земля, Солнце или др. небесное тело в своём пекулярном движении, т. е. движении по отношению к окружающим звёздам. А. зависит от выбора звёзд, относительно к-рых определяется пекулярное движение. Принятое положение А. Солнца в созвездии Геркулеса определено по звёздам, более ярким, чем 12^m. Точка, противоположная А.,— антиапекс. А. наз. также точку орбиты ИСЗ, наиболее удалённую к северу от плоскости земного экватора.

«АПЛ» (англ. APL, сокр. от Applied Physics Laboratory — лаборатория прикладной физики) — наименование малого американского ИСЗ для изучения радиации. Разработан лабораторией прикладной физики Ун-та Джонса Хопкинса. Корпус — восьмигранная призма выс. 0,25 м и диам. 0,48 м. Выведен РН «Тор-Эйбл стар» 28.9.1963 на орбиту с выс. в перигее 1073 км, выс. в апогее 1138 км, наклонением 89,84°; период обращения 107,35 мин.

АПОГЕ́Й (от греч. apo — приставка, означающая удаление, и gē — Земля) — наиболее удалённая от центра Земли точка орбиты Луны, ИСЗ или к.-л. др. КО, движение к-рого рассматривается относительно Земли.

АПОГЕ́ЙНОЕ РАССТОЯ́НИЕ — удаление *апогея* от центра Земли.

АПОГЕ́ЙНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — принятое за рубежом название *маршевого ракетного двигателя*, включаемого в момент нахождения ИСЗ в апогее промежуточной орбиты, напр. для перевода ИСЗ на стационарную орбиту (см. *Стационарного спутника орбита*).

«АПОЛЛО́Н» — наименование серии американских 3-местных КК, разработанных для полётов космонавтов на Луну; программа их разработки и запусков. Президент США Дж. Кеннеди с целью восстановления престижа страны

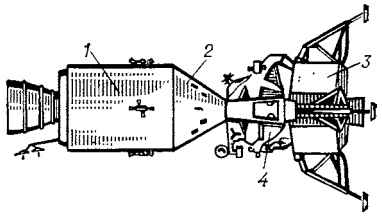


Рис. 1. КК «Аполлон»: *1* — двигательный отсек; *2* — отсек экипажа; *3* — посадочная ступень лунной кабины; *4* — взлётная ступень лунной кабины

в области освоения космоса объявил программу «А.» национальной задачей. На эту программу израсходовано более 24 млрд. долларов. КК «А.» (рис. 1) состоит из осн. блока (ОБ) и лунной кабины (ЛК). ОБ предназначен для доставки трёх космонавтов на селеноцентрич. орбиту и возвращения их на Землю, ЛК — для доставки двух космонавтов с селеноцентрич. орбиты на поверхность Луны, обеспечения их пребывания на ней и возвращения космонавтов с Луны на селеноцентрич. орбиту. Масса КК «А.» до 47 т, ЛК — 14,7 т, масса топлива у КК 29,4 т, у ЛК — 10,8 т; длина КК 17,68 м, ЛК — 6.98 м; поперечный размер корпуса КК и ЛК 4,29 м.

ОБ (рис. 2) включает отсек экипажа (ОЭ) и двигательный (служебный) отсек (ДО). ОЭ (спускаемый аппарат) имеет форму конуса со скруглённой вершиной и рассчитан на посадку на воду. Однако предусмотрены меры на случай посадки на сушу: с одной стороны ОЭ имеются спец. выступы, к-рые при ударе о землю разрушаются и этим демпфируют ударные нагрузки. Чтобы обеспечить посадку ОЭ на выступы, стропы парашютов крепятся к отсеку несимметрично. КК «А.» снабжён *стыковочным устройством*, элементы к-рого расположены на ОБ и ЛК. Устройство — разборное, допускает переход космонавтов из ОЭ во взлётную ступень ЛК через *переходный тоннель* диам. 0,8 м. Система наведения и навигации ОБ автономная, рассчитана на активное участие космонавтов в управлении полётом; предусматривается также возможность использования информации, передаваемой с Земли. Осн. элементы системы: бортовая ЦВМ с пультом ввода, к-рая управляет более чем 20 системами КК; инерциальный измерит. блок, к-рый использует гиростабилизированную платформу; сканирующий телескоп и секстант выставки гироплатформы. В состав системы входит также устройство для контроля её работы на участке входа ОЭ в атмосферу Земли; в случае выхода системы из строя на этом участке имеется возможность ручного управления спуском ОЭ. Ориентация и стабилизация КК «А.» осуществляются системой SCS, подающей команды на включение и выключение вспомогат. двигателей и на отклонение маршевого ЖРД. *Электрохимическая энергетическая установка* ОБ включает водородно-кислородные *топливные элементы*; в ДО установлены 3 батареи, средняя мощность каждой 1,42 кВт и макс. до 2,2 кВт. При нормальном полёте для работы бортовых систем ОБ требуется мощность ок. 2 кВт, к-рую способны обеспечить 2 батареи. Помимо топл. элементов, имеются хим. батареи, к-рые в осн. используются в период потребления макс. мощности. После отделения ДО оборудование и бортовые системы ОЭ переходят на питание от трёх размещённых в нём хим. батарей (две работают до момента посадки, третья — после посадки до выхода космонавтов из ОЭ). ДО оснащён маршевым ЖРД и 16 вспомогат. ЖРД (см. *Р-4Д*), а ОЭ — 12 ЖРД системы ориентации. Маршевый ЖРД служит для значит. коррекций траектории на трассах Земля — Луна и Луна — Земля, перевода КК с траектории полёта к Луне на нач. селеноцентрич. орбиту, коррекции этой орбиты и перевода КК с неё на траекторию полёта к Земле (см. *АДжей-10-137*). Вспомогат. двигатели (4 блока по 4 крестообразно расположенных ЖРД) обеспечивают ориентацию, манёвры, увод при разделении отсеков, а также незначит. коррекции траектории. Тяга каждого ЖРД 445 Н; топливо — четырёхокись азота и аэрозин-50 (впоследствии был заменён монометилгидразином). ЖРД ориентации применяются при входе отделившегося ОЭ в атмосферу (вход с использованием *аэродинамического качества*, равного 0,28—0,4), тяга по 414 Н, топливо, как у вспомогат.

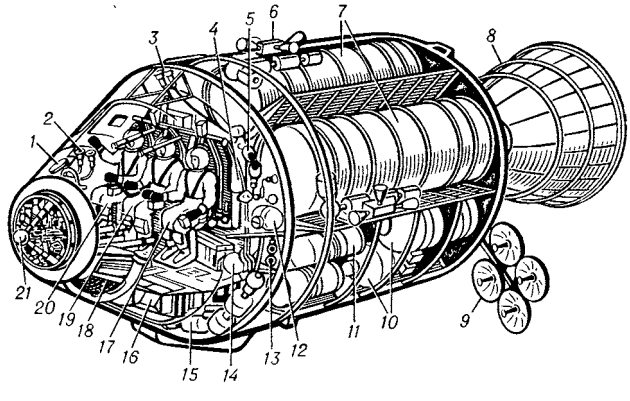


Рис. 2. Основной блок КК «Аполлон»: *1* — тормозной парашют; *2*, *3* — двигатели для управления по тангажу; *4* — хранилища; *5* — двигатель для управления по крену; *6* — блок вспомогательных двигателей; *7* — топливные баки маршевого двигателя; *8* — маршевый двигатель; *9* — остронаправленная антенна; *10* — бачки с водородом и кислородом для топливных элементов; *11* — водородно-кислородный топливный элемент в двигательном отсеке; *12* — бачок с питьевой водой; *13* — двигатель для управления по рысканью; *14* — огнетушитель; *15* — топливный бак двигателей системы ориентации отсека экипажа; *16* — отделение для хранения пищевых продуктов; *17* — командир корабля; *18* — основной парашют; *19* — пилот основного блока; *20* — пилот лунной кабины; *21* — стыковочный агрегат

Полёты КК «Аполлон»

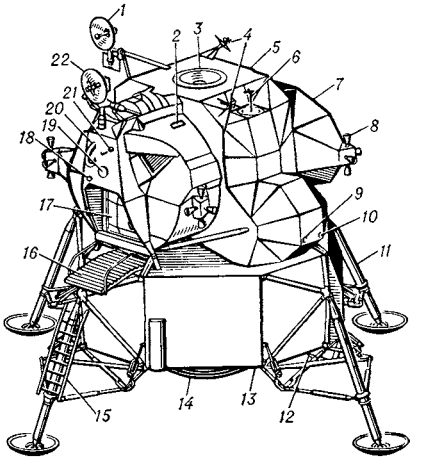
Наименование (состав полезного груза)	Дата запуска и возвращения на Землю	Продолжительность полёта	Состав экипажа	Задачи и результаты полёта
«Аполлон-1» (экспериментальный ОБ)	26.2.1966	~ 15 мин	—	Испытания РН, испытания ОБ на участках выведения, входа в атмосферу и посадки. Полёт по баллистич. траектории
«Аполлон-2» (полезный груз отсутствовал)	5.7.1966	6 ч	—	Испытания на орбите ИСЗ систем РН, обеспечивающих второй старт
«Аполлон-3» (экспериментальный ОБ)	25.8.1966	1 ч	—	Испытания ОБ, проверка теплозащитных экранов ОЭ при входе в атмосферу с 1-й космич. скоростью ~ 8 км/с. Полёт по баллистич. траектории с доразгоном на нисходящей ветви
«Аполлон-4» (экспериментальный ОБ и макет ЛК)	9.11.1967	9 ч	—	Испытания РН, ОБ и макета ЛК на орбите ИСЗ. Проверка теплозащитных экранов ОЭ при входе в атмосферу со 2-й космич. скоростью 11,2 км/с (доразгон до такой скорости после схода с орбиты ИСЗ)
«Аполлон-5» (экспериментальный ЛК)	22.1—11.2.1968	21 сут	—	Испытание ДУ ЛК на орбите ИСЗ
«Аполлон-6» (экспериментальный ОБ и макет ЛК)	4.4.1968	9 ч 56 мин	—	Испытания КК на участках выведения, полёта по эллиптич. орбите ИСЗ, входа в атмосферу со 2-й космич. скоростью и посадки
«Аполлон-7» (штатный ОБ)	11.10 — 21.10.1968	10 сут 20 ч 9 мин 3 с	У. Ширра Д. Эйзел У. Каннингем	Испытания ОБ на орбите ИСЗ, сближение с последней ступенью РН, маневрирование
«Аполлон-8» (штатный ОБ)	21.12 — 27.12.1968	6 сут 3 ч 42 с	Ф. Борман Дж. Ловелл У. Андерс	Испытания ОБ с выводом на орбиту ИСЛ и возвращением в атмосферу Земли со 2-й космич. скоростью. Первый в мире пилотируемый полёт к Луне
«Аполлон-9» (штатный КК)	3.3 — 13.3.1969	10 сут 1 ч 54 с	Дж. Макдивитт Д. Скотт Р. Швейкарт	Испытания КК на орбите ИСЗ, перестроение отсеков, автономный полёт ЛК с двумя космонавтами. Испытания в открытом космосе СЖО для выхода на Луну
«Аполлон-10» (штатный КК)	18.5 — 26.5.1969	8 сут 3 мин 23 с	Т. Стаффорд Дж. Янг Ю. Сернан	Испытание КК с выводом на орбиту ИСЛ и отделением ЛК с двумя космонавтами, но без посадки на Луну
«Аполлон-11» (штатный КК)	16.7 — 24.7.1969	8 сут 3 ч 18 мин 35 с	Н. Армстронг М. Коллинз Э. Олдрин	1-я высадка на Луну. Пребывание на Луне 21 ч 36 мин 21 с
«Аполлон-12» (штатный КК)	14.11 — 24.11.1969	10 сут 4 ч 36 мин 25 с	Ч. Конрад Р. Гордон А. Бин	2-я высадка на Луну. Пребывание на Луне 31 ч 31 мин
«Аполлон-13» (штатный КК)	11.4 — 17.4.1970	5 сут 22 ч 54 мин 41 с	Дж. Ловелл Дж. Суиджерт Ф. Хейс	Вследствие аварии на трассе Земля — Луна от высадки отказались. После облёта Луны КК возвратился на Землю
«Аполлон-14» (штатный КК)	1.2 — 10.2.1971	9 сут 1 мин 57 с	А. Шепард Э. Митчелл С. Руса	3-я высадка на Луну. Пребывание на Луне 33 ч 30 мин
«Аполлон-15» (модифицированный штатный КК)	26.7 — 7.8.1971	12 сут 7 ч 11 мин 53 с	Д. Скотт Дж. Ирвин А. Уорден	4-я высадка на Луну. Пребывание на Луне 66 ч 54 мин
«Аполлон-16» (модифицированный штатный КК)	16.4 — 27.4.1972	11 сут 1 ч 51 мин 5 с	Дж. Янг Ч. Дьюк Т. Маттингли	5-я высадка на Луну. Пребывание на Луне 71 ч 14 мин
«Аполлон-17» (модифицированный штатный КК)	7.12 — 19.12.1972	12 сут 13 ч 51 мин 59 с	Ю. Сернан Р. Эванс Х. Шмитт	6-я высадка на Луну. Пребывание на Луне 74 ч 59 мин

ЖРД. Система спуска включает парашюты (2 тормозных диам. 5 м, 3 вытяжных диам. 3 м и 3 основных диам. 26,8 м), а также 3 надувных баллона, обеспечивающих установку ОЭ на плаву в расчётное положение (днищем вниз). Связное оборудование ОБ включает системы, работающие в сантиметровом, метровом и КВ диапазонах. Масса 242 кг. ОБ снабжён радиолокационным приёмоответчиком, работающим совместно с РЛС встречи на ЛК, а в качестве резервного средства обеспечения встречи — дальномером, работающим совместно с приёмоответчиком на ЛК. Система жизнеобеспечения (СЖО) ОЭ номинально рассчитана на работу в течение 10,7 сут плюс 4-суточную работу в аварийном режиме (у трёх последних КК «А.» номинал был увеличен до 16 сут за счёт дополнит. запасов пищи, воды и пр.). Общая масса СЖО 460 кг. Система поддерживает в ОЭ темп-ру 21—27 °С. При наземных испытаниях, при старте, на участке выведения в кабине создаётся атмосфера, состоящая из 60% кислорода и 40% азота для уменьшения опасности пожара. После выхода КК на орбиту эта смесь стравливается, а кабина наполняется почти чистым кислородом (98% кислорода, 2% азота), давление 0,035—0,039 МПа, относит. влажность 40—70%. Космонавты с момента размещения в КК и до выхода КК на орбиту дышат кислородом, используя автономную СЖО скафандров. Осн. запас кислорода находится в ДО. СЖО работает и после приводнения ОЭ (в течение 2 сут).

В кабине экипажа (свободный объём 6,1 м³), размещённой в корпусе ОЭ, на спец. амортизаторах подвешены 3 кресла для космонавтов. Сиденья кресел могут устанавливаться под разл. углом к спинке. На левом кресле сидит командир КК, на среднем — первый пилот (пилот ОБ), на правом — второй пилот (пилот ЛК).

Лунная кабина (рис. 3) состоит из посадочной (ПС) и взлётной (ВС) ступеней. ПС остаётся на Луне; она снабжена шасси, к стойкам к-рых крепятся тарельчатые опоры диам. 0,9 м. Размах по опорам шасси 9,4 м. На опорах смонтированы щупы, регистрирующие контакт с поверхностью Луны и подающие команды на выключение двигателя ПС.

Рис. 3. Лунная кабина КК «Аполлон»: *1* — поворотная антенна диапазона S; *2* — окно в потолке кабины космонавтов, используемое для наблюдений во время встречи взлётной ступени лунной кабины с основным блоком на селеноцентрической орбите; *3* — верхний люк; *4* — антенны метрового диапазона; *5* — взлётная ступень; *6* — «прицельный» штырь, облегчающий наведение основного блока при причаливании; *7* — задний отсек с электронным и радиотехническим оборудованием; *8* — блок двигателей системы ориентации; *9, 18* — антенна диапазона С; *10* — источник света, используемый на орбите при встрече; *11* — посадочное шасси; *12* — антенна радиолокатора, обеспечивающего посадку на Луну; *13* — посадочная ступень; *14* — насадок двигателя посадочной ступени; *15* — лестница для спуска космонавтов на поверхность Луны; *16* — площадка у переднего люка; *17* — передний люк; *19* — проблесковый источник света; *20* — серповидная антенна метрового диапазона (командный приёмник); *21* — фиксированная антенна диапазона S; *22* — антенна радиолокатора, обеспечивающего встречу на орбите



На ВС размещена кабина космонавтов (свободный объём 4,5 м³). На участках спуска и взлёта с Луны космонавты в кабине находятся в подвесной системе, включающей пояс, надетый на бёдра, и трос, перекинутый через блок. Спят космонавты в гамаках. Кабина ВС имеет 2 люка: верхний и передний. Верхний люк, к к-рому ведёт тоннель диам. 81 см, служит для перехода космонавтов из ОЭ в ЛК и обратно. Передний люк (81 × 81 см) служит для выхода космонавтов на поверхность Луны. Система наведения и навигации ЛК включает: бортовую ЦВМ с пультом ввода, пульт управления с системой отображения информации, инерциальный измерительный блок, перископический телескоп, радиолокатор, обеспечивающий посадку ЛК на поверхность Луны (РЛС посадки), радиолокатор, предназнач. для обеспечения встречи ВС ЛК с ОБ КК «А.» на селеноцентрич. орбите (РЛС встречи), приёмоответчик дальномера и 5 блоков согласования данных. ЦВМ, инерциальный измерит. блок и блоки согласования, установленные в ЛК, аналогичны соответствующим устройствам ОБ. В случае отказа РЛС встречи на ЛК может использоваться дальномер на ОБ в сочетании с приёмоответчиком ЛК. Электропитание на ПС — от четырёх серебряно-цинковых батарей (масса 63,5 кг, ёмкость по 400 А·ч). Электропитание на ВС — от двух серебряно-цинковых батарей (масса 59 кг, ёмкость по 300 А·ч).

ЖРД ПС ЛК предназначен для перевода ЛК с круговой селеноцентрич. на эллиптич. орбиту и торможения при посадке на поверхность Луны (см. *ЛМДЭ*). На ВС установлен ЖРД *РС-18*, предназнач. для старта с Луны и выведения ВС ЛК на орбиту ИСЛ для встречи с ОБ КК. На корпусе ВС ЛК установлены 4 блока ЖРД системы ориентации; каждый блок включает 4 крестообразно расположенных ЖРД тягой по 445 Н, топливо то же, что и у ЖРД ВС, система подачи вытеснительная. По устройству ЖРД аналогичны вспомогат. ЖРД, установленным на ДО.

СЖО номинально рассчитана на макс. продолжительность работы 36 ч (у трёх последних КК «А.» номинал был увеличен и превышал 3 сут). Атмосфера кабины — чистый кислород. Космонавты в ЛК постоянно находятся в скафандрах.

Для питья космонавтов, обеспечения температурного режима ЛК и космонавтов в скафандрах на ЛК имеются запасы воды, к-рые хранятся в трёх баках (один на ПС — 168 л, два на ВС — по 21 л). При выходе из ЛК на поверхность Луны космонавты пользуются автономной ранцевой СЖО (масса 54 кг, общая масса вместе со скафандром 83 кг). Для трёх последних лунных экспедиций ранцевая система была рассчитана на 7 ч нормальной и 1,5 ч аварийной работы.

Космонавты на Луне (вне ЛК) пользуются блоком связного оборудования, к-рый обеспечивает постоянную голосовую связь космонавтов друг с другом и с Землёй, а также передачу телеметрич. данных на Землю с использованием в качестве ретранслятора радиокомплекса ЛК. Связь космонавтов, находящихся на Луне, с космонавтом, оставшимся в ОБ на селеноцентрич. орбите, осуществляется через наземные станции. На КК «А.» устанавливалось съёмочное (фото-, кино- и ТВ), а также науч. оборудование для исследования Луны и окололунного пространства. В трёх последних полётах на КК транспортировались 2-местные луноходы (см. *Лунный самоходный аппарат*).

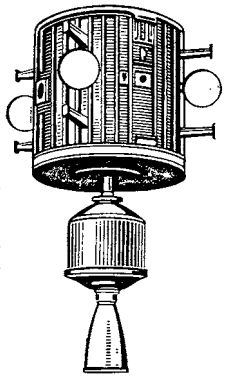
Кроме использования в составе КК «А.», модифиц. ОБ был применён для доставки космонавтов на орбит. станцию «*Скайлэб*» (в качестве трансп. КК) и в полёте по программе *ЭПАС* (выводился на орбиту вместе со *стыковочным модулем*, с к-рым производилась стыковка). Общая масса ОБ со стыковочным модулем 14,737 т.

Штатная программа полёта КК «А.» с высадкой экспедиции на Луну (см. *Лунная экспедиция*) предусматривала запуск ОБ и ЛК одной РН «Сатурн-5» (ЛК находится в переходнике между последней ступенью РН и ОБ). На траектории полёта к Луне производится перестроение отсеков: ОБ разворачивается на 180° и пристыковывается к ЛК (на ОБ активный стыковочный узел, на ЛК — пассивный). За счёт торможения с помощью маршевого ЖРД КК выводится на нач. орбиту ИСЛ с выс. в периселении ~100 км, выс. в апоселении ~300 км, а затем переводится на близкую к круговой орбиту выс. ~100 км. На этой орбите ЛК с двумя космонавтами отделяется от ОБ (третий космонавт в ОБ остаётся на ИСЛ), переходит на эллиптическую орбиту ИСЛ с миним. выс. ~15 км и совершает посадку на Луну. По завершении программы исследований два космонавта в ВС стартуют с поверхности Луны. При этом ПС служит стартовым столом. ВС выходит на орбиту ИСЛ, и ОБ стыкуется с ней. Космонавты переходят из ВС в ОЭ, взяв с собой результаты исследований. ВС отделяется и остаётся на окололунной орбите или тормозится и падает на Луну. ОБ переходит на траекторию полёта к Земле. У Земли происходит разделение ОЭ и ДО, последний сгорает в атмосфере. ОЭ совершает аэродинамич. спуск с использованием подъёмной силы и парашютную посадку на воду. Запуски КК «А.» осуществлялись РН «Сатурн-1В» («А.-1» — «А.-3», «А.-5», «А.-7» и по программам «Скайлэб» и ЭПАС), РН «Сатурн-5» («А.-4», «А.-6», «А.-8» — «А.-17»). *Г. А. Назаров.*

АПОСЕЛЕ́НИЙ (от греч. аро — приставка, означающая удаление, и selēnē — Луна) — наиболее удалённая от центра Луны точка орбиты ИСЛ или к.-л. др. КО, движение к-рого рассматривается относительно Луны.

АПОЦЕ́НТР (от греч. аро — приставка, означающая удаление, и лат. centrum — центр) — точка орбиты КО, наиболее удалённая от центрального тела, относительно к-рого рассматривается движение. При движении планеты вокруг Солнца А. наз. *афелием*, при движении Луны или ИСЗ вокруг Земли — *апогеем*, и т. д.

«АППЛЕ» (англ. APPLE, сокр. от Ariane Passenger Pay Load Experiment — экспериментальный дополнительный полезный груз РН «Ариан») — наименование индийского экспериментального ИСЗ связи. Масса ИСЗ 616 кг. Электропитание от СБ. Используется трёхосная система ориентации. Ретрансляц. система в режиме приёма работает на частоте 6 ГГц, в режиме передачи — 4 ГГц. Опыт, полученный в результате экспериментов с ИСЗ «А.», будет использован при планировании и эксплуатации инд. региональной спутниковой системы связи на основе ИСЗ «*Инсат-1*». ИСЗ «А.» запущен 19.6.1981 западноевроп. РН «Ариан» при её лётных испытаниях. РН вывела ИСЗ на эллиптическую орбиту с выс. в перигее 2000 км и выс. в апогее ~36 000 км. С помощью бортового РДТТ индийского произ-ва ИСЗ переведён на стационарную орбиту в зоне видимости Индии (102° в. д.).



ИСЗ «АППЛЕ»

«АРАБСА́Т» (Arabsat, сокр. от англ. Arab Satellite Telecommunications Organization — арабская организация по спутниковой связи) — организация Лиги арабских стран, объединяющая 21 арабскую страну и ставящая своей целью создание спутниковой системы связи для обслуживания этих стран. Соглашение о создании «А.» подписано в 1976 в Каире на совещании министров связи арабских стран, проходившем под эгидой Лиги арабских стран. Членами «А.» являются Алжир, Бахрейн, Египет, Иордания, Ирак, ЙАР, Катар, Кувейт, Ливан, Ливия, Мавритания, Марокко, НДРЙ, Объединённые Арабские Эмираты, Оман, Организация освобождения Палестины, Саудовская Аравия, Сирия, Сомали, Судан, Тунис. Общая доля финансового участия в «А.» Египта, Кувейта, Ливана, Ливии, Объединённых Арабских Эмиратов и Саудовской Аравии превышает 70%. В 1978 «А.» привлекла в качестве консультанта амер. корпорацию «Комсат дженерал» (Comsat General). В объявленном «А.» конкурсе на получение контракта, предусматривающего создание системы «А.», приняли участие фирмы США, Великобритании, Франции и Канады. В мае 1981 заключён контракт с франц. объединением «Аэроспасьяль» (Aérospatiale), к-рое выступает совм. с амер. фирмой «Форд аэроспейс» (Ford Aerospace). Вывод на орбиту первого ИСЗ намечен на 1985.

АРАКС [англ. ARAKS, сокр. от Artificial Radiation and Auroral (Kerguelen—Soviet Union) — искусственная радиация и полярное сияние (Кергелен — Советский Союз)] — советско-французский эксперимент в магнитно-сопряжённых районах по искусственной инжекции электронов и плазменной струи с борта ракет и исследованию сопутствующих эффектов в *магнитосфере* и *ионосфере* Земли. В янв.— февр. 1975 с о. Кергелен (в юж. части Индийского ок.) на двух франц. ракетах «Эридан» был поднят сов. ускоритель электронов и большой комплекс сов. и франц. аппаратуры массой ~400 кг. Во время подъёма РН на выс. 150—200 км инжектор выпускал мощный пучок электронов с энергиями 27 и 15 кэВ при силе тока 0,5 А под разными углами к магнитной силовой линии, соединяющей р-ны о. Кергелен и Архангельской обл. Преодолев за 1—1,2 с расстояние в 80—100 тыс. км, потоки заряженных частиц вторгались в ионосферу в р-не Архангельской обл., где с помощью большого комплекса оптич. и радиофиз. аппаратуры осуществлялись наземные наблюдения за воздействием электронов на полярную ионосферу. С помощью радиолокац. установок удалось достаточно точно зарегистрировать зону вторжения электронов в полярных р-нах. В ходе эксперимента получен значит. объём

данных о процессах в магнитосфере и ионосфере Земли, сопровождавших искусств. инжекцию электронов. Эксперимент АРАКС позволил проверить многие гипотезы о строении магнитосферы и поведении частиц в ней, о механизмах генерации полярных сияний и т. п. В перспективе подобные эксперименты позволят поставить вопрос об управляемом воздействии на процессы в околоземном космич. пространстве.

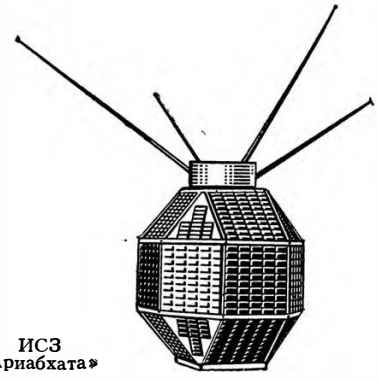
АРГУМЕ́НТ ШИРОТЫ́ — угол, образуемый радиусом-вектором КО с *линией узлов*. А. ш. отсчитывается от направления на восходящий узел (см. *Элементы орбиты*) в направлении движения КО и может изменяться от 0 до ∞.

АРЕОГРА́ФИЯ (от греч. Árēs — Марс и gráphō — пишу, описываю) — раздел планетологии, в задачи к-рого входят исследование и описание образований, наблюдаемых на поверхности Марса. Результаты обобщаются в виде ареографич. карт. Последние строятся на основе ареографич. системы координат. Ареографич. широты отсчитываются к северу и югу от экватора планеты. Ареографич. долготы отсчитываются от центрального меридиана к западу. Центральным принят меридиан, проходящий через тёмную область, назв. Meridiani Sinus. Один градус ареографич. долготы и широты на экваторе составляет 60 км. Точность определения координат в центре диска по наземным наблюдениям характеризуется ошибкой в долготе ок. ±1° и в широте ок. ±0,5°. Наземные телескопич. наблюдения проводятся с разрешением на поверхности Марса деталей поперечником неск. сотен км. По этим данным составлены карты на всю поверхность планеты, содержащие в осн. плановое изображение «материковых» и «морских» областей. Согласно радиолокац. данным перепад высот этих категорий поверхности равен 10—20 км.

По материалам космич. съёмок с борта пролётных КА и ИСМ построены карты всей поверхности Марса в масштабах 1 : 25 000 000 и 1 : 5 000 000 (США). По снимкам КА «Марс-4» и «Марс-5» (СССР) и КА «Маринер-9» (США) построены карты отд. участков в более крупных масштабах — от 1 : 1 000 000 до 1 : 250 000. В качестве координатной основы для составления крупномасштабных карт используется ~3000 базисных точек, плановое положение к-рых определено с ошибкой 10—20 км. В этой системе нулевой меридиан проходит через кратер Эри-О, имеющий диам. 0,5 км и располож. внутри большого кратера Эри в области Meridiani Sinus.

Кроме «материковых» и «морских» образований, среди к-рых иногда выделяются «озёра» и «заливы», в ареографич. номенклатуре приняты 15 назв. для разл. типа морфологич. единиц: равнины (2 вида — равнина и обширная равнина), лабиринт (комплекс пересекающихся узких борозд), долина, борозда, каньон, патера (кратер неправильной или сложной формы), кратер, катена (цепочка кратеров), плато, столовая гора, горы, гряда, отд. гора, купол (холм). Помимо топографии, обзорные аэрографич. карты в ряде случаев отображают сезонные изменения, направления ветров, распределения темп-р в разл. времена года и т. д. *В. В. Шевченко.*

«АРИАБХА́ТА» (англ. Ariabhata) — наименование индийского ИСЗ для исследования ионосферы, регистрации нейтронного и гамма-излучения Солнца, рентгеновского излучения галактич. происхождения и излучения Лайман-альфа ночного неба. Назв. в честь инд. астронома и математика (5 в.) Ариабхаты. Масса ИСЗ 358 кг, выс. 1,19 м, диам. 1,59 м. Электропитание от СБ (имелась также буферная хим. батарея). Стабилизация вращением. Предусмотрены средства для



ИСЗ «Ариабхата»

закрутки ИСЗ, а также датчик ориентации оси вращения. Система терморегулирования пассивная. Бортовое записывающее устройство рассчитано на непрерывную регистрацию информации в течение 40 мин. Сов. специалисты оказали помощь в создании записывающего устройства, нек-рых электронных компонентов, СБ и хим. батарей.

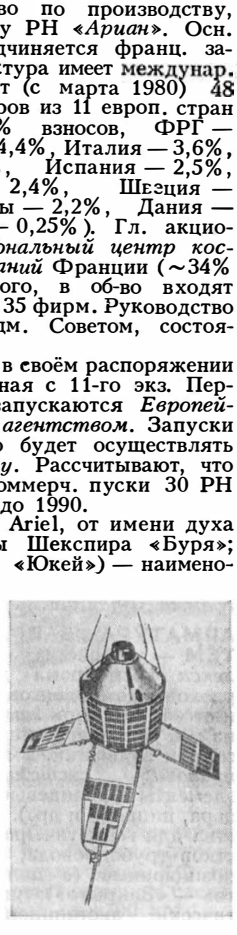
На борту «А.» установлены: телеметрич. и командная радиосистемы, работающие на частотах 137,44 и 148,25 МГц соответственно; пассивная система терморегулирования; система индикации положения ИСЗ относительно геомагнитного поля Земли и Солнца; запоминающие устройства для записи науч. и служебной информации; науч. аппаратура для исследований в области рентгеновской астрономии, регистрации нейтронного и гамма-излучения Солнца и измерения потоков частиц и радиации в ионосфере. С «А.» получена научно-технич. информация, позволившая оценить правильность выбора осн. концепций при разработке, изготовлении и эксплуатации КА. В ходе эксперимента наблюдались источники рентгеновского излучения в созвездиях Лебедя, Скорпиона и Стрельца. Данные гамма-нейтронного эксперимента позволили оценить интенсивность нейтронного солнечного излучения при спокойном Солнце. ИСЗ «А.» выведен 19.4. 1975 сов. РН с сов. космодрома на орбиту с выс. в перигее 563 км, выс. в апогее 619 км и наклонением 50,7°; период обращения 96,3 мин. Для приёма информации с борта ИСЗ предназначены инд. станция на о. Шрихарикота, сов. станция близ Москвы, а также франц. станции в Тулузе (Франция) и Куру (Французская Гвиана). *С. А. Хлеманов.*

«АРИА́Н» (франц. Ariane, от имени персонажа греч. мифологии Ариадны, ассоциирующейся с путеводной нитью) — наименование 3-ступенчатой жидкостной РН, созданной *Европейским космическим агентством*. Ведущую роль играли Франция и ФРГ. Полезный груз св. 1700 кг при выводе на переходную орбиту с выс. в апогее 36 000 км. Стартовая масса ~200 т, дл. 50 м (с полезным грузом), диам. 3,8 м. 1-я ступень (L-140) имеет стартовую массу 153 т, в т. ч. масса топлива 140 т, дл. 18,4 м, диам. 3,8 м. Корпус — из алюм. сплава, баки — стальные. 1-я ступень оснащена 4 ЖРД «Викинг-5» (см. «*Викинг*») общей тягой на уровне моря 2440 кН, продолжительность работы 140 с. Топливо — четырёхокись азота и несимметричный диметилгидразин. Система подачи турбонасосная. 2-я ступень (L-33) имеет стартовую массу 36 т, в т. ч. масса топлива 33 т, дл. 11,5 м, диам. 2,6 м, материал — алюм. сплав. Ступень оснащена ЖРД «Викинг-4» тягой в пустоте 710 кН, продолжительность работы 131 с. Топливо, как на 1-й ступени. Система подачи турбонасосная. 3-я ступень (H-8) имеет стартовую массу 9,5 т, в т. ч. масса топлива 8,3 т, дл. 8 м, диам. 2,6 м. Оснащена ЖРД *АшМ-7* тягой в пустоте 60 кН, давление в камере ~3 МПа, продолжительность работы 545 с. Топливо — жидкий кислород и жидкий водород. Система подачи турбонасосная. Головной обтекатель имеет массу 0,81 т, дл. 8,6 м. Система наведения РН инерциальная. Первый запуск в рамках лётных испытаний произведён с космодрома Куру 24.12.1979, второй запуск (аварийный) — 23.5.1980, третий запуск — 19.6.1981, четвёртый запуск — 20.12.1981. Проведены 3 эксплуатационных запуска: 10.10.1982 (аварийный), 16.6.1983 и 19.10.1983.

«АРИАНСПЕ́ЙС» (Arianespace) — акционерное общество по производству, продаже и запуску РН «*Ариан*». Осн. в 1980. Об-во подчиняется франц. законам, но его структура имеет междунар. характер. Включает (с марта 1980) 48 орг-ций — акционеров из 11 европ. стран (Франция — 59,25% взносов, ФРГ — 19,6%, Бельгия — 4,4%, Италия — 3,6%, Швейцария — 2,7%, Испания — 2,5%, Великобритания — 2,4%, Швеция — 2,4%, Нидерланды — 2,2%, Дания — 0,7%, Ирландия — 0,25%). Гл. акционер об-ва — *Национальный центр космических исследований* Франции (~34% взносов); кроме того, в об-во входят 12 европ. банков и 35 фирм. Руководство осуществляется Адм. Советом, состоящим из 12 членов.

«А.» будет иметь в своём распоряжении РН «Ариан» начиная с 11-го экз. Первые десять РН запускаются *Европейским космическим агентством*. Запуски РН «Ариан» об-во будет осуществлять с космодрома *Куру*. Рассчитывают, что «А.» осуществит коммерч. пуски 30 РН «Ариан» в период до 1990.

«АРИЭ́ЛЬ» (англ. Ariel, от имени духа воздуха из драмы Шекспира «Буря»; имеет также назв. «Юкей») — наименование серии английских ИСЗ для исследования ионосферы, плазмы, электромагнитных волн, заряженных частиц и пр. Масса 60—155 кг. Корпус — цилиндр или многогранная призма (выс. до 2,4 м, поперечный размер до 0,76 м). Электро-



ИСЗ серии «Ариэль»

питание от СБ и никель-кадмиевых батарей. Стабилизация вращением и магнитная система ориентации оси вращения. В состав науч. аппаратуры входили масс-спектрометры ионов, приборы для регистрации ионной концентрации и темп-ры, излучения Лайман-альфа, рентгеновского излучения, космич. частиц, радиошумов, галактич. шумов, метеорных частиц, приборы для измерений содержания озона, мол. кислорода и пр. Для вывода ИСЗ «А.» на орбиту использовались амер. РН «Скаут» за исключением ИСЗ «А.-1», к-рый был запущен амер. РН «Тор-Дельта». Запуски производились с мыса Канаверал, о. Уоллопс, базы Ванденберг и морского стартового комплекса «Сан-Марко». До 1.1.1980 запущено 6 ИСЗ «А.» (см. приложение III). В дальнейшем запуски ИСЗ «А.» не планируются.

«АРКА́Д» (англ. Arcad, сокр. от Arc Auroral Density — дуга полярного сияния) — совместный советско-французский проект с целью изучения процессов в *атмосфере верхней* и *ионосфере* при вторжении заряженных частиц в высокоширотных областях Земли и, в частности, изучения природы полярных сияний. Эксперименты по проекту «А.» проводились на советском ИСЗ «*Ореол*». Сов. и франц. учёные и специалисты из *Института космических исследований* АН СССР и Тулузского космич. центра по исследованию излучений при Ун-те Поля Сабатье изготовили спектрометрич. и масс-спектрометрич. аппаратуру, с помощью к-рой были осуществлены широкомасштабные исследования с анализом флуктуаций протонов в диапазоне 150—880 кэВ, электронов в диапазоне 29—160 кэВ, а также измерены плотность и состав тепловых ионов H^+, He^+ и O^+. Во время проведения экспериментов на спутниках «Ореол» по согласов. программе осуществлялись наблюдения за геофиз. явлениями в верх. обл. атмосферы Земли высокоширотными геофиз. станциями Сов. Союза, располож. на мысе Шмидта, в Тикси, в Якутске, на о-вах Диксон, Хейса (Земля Франца-Иосифа), в Мурманске, а также ионосферными и геофиз. станциями НРБ, ВНР, ГДР, ПНР, СРР и ЧССР. Комплексные эксперименты, проведённые по проекту «А.», позволили уточнить области проникновения заряж. частиц с дневной и ночной сторон (форму и размер полярных каспов). См. также *Космическая программа Франции*.

АРМАТУ́РА ЗАПРА́ВОЧНЫХ СИСТЕ́М — устройства *стартового комплекса* космодрома для регулирования расхода компонентов ракетного топлива и отсечки его при *заправке* РН или сливе из неё топлива: клапаны, вентили, дроссели и задвижки, вмонтированные в *заправочную систему*, соединительные элементы (фланцевые соединения, штуцера, ниппели и др.). Клапаны — устройства для герметич. разделения двух участков трубопровода, как правило, двухпозиционные (с положениями «Открыто» — «Закрыто»); управляются автоматически, дистанционно или вручную; по типу привода могут быть электрич., электромеханич. и пневматическими. Различают клапаны запорные (отсечные), дренажные, предохранит., сливные и обратные. Запорные клапаны служат для отсечки потока топлива, движущегося по трубопроводу, дренажные — для выпуска в атмосферу или в спец. ёмкости паров топлива или газа (особенно токсичных и взрывоопасных) из отд. участков трубопроводов, заправочных ёмкостей и топливных баков РН (см. *Наддув баков*). Предохранит. клапаны автоматически открываются при возрастании давления выше установл. предела; такие клапаны ставят на ёмкости или участки гидравлич. и пневматич. магистралей, подверженные воздействию внутр. давления. Сливные клапаны служат для слива компонентов топлива из участков трубопроводов заправочной системы и из топл. баков РН. Обратные клапаны пропускают поток жидкости или газа только в одном направлении; они предотвращают слив топлива из баков РН в заправочные ёмкости в случае аварийной остановки насосной станции и выхода из строя запорных клапанов. Вентили и дроссели — клапаны, обычно с ручным приводом, в к-рых запорный орган может регулировать степень перекрытия сечения трубопровода. Задвижки — устройства для полного или частичного перекрытия сечения трубопровода запорным органом, перемещающимся перпендикулярно оси трубопровода; как правило, они ставятся на трубопроводах большого диаметра и управляются вручную или автоматически. Вентили и задвижки используются для вспомогат. технологич. операций заправки РН, напр. заполнения магистралей топливом, наддува заправочных ёмкостей и т. д.

АРМАТУ́РА ПНЕВМАТИ́ЧЕСКАЯ стартового комплекса космодрома — устройства для регулирования, отсечки и контроля подачи сжатого газа на борт РН и др. потребителям. В А. п. входят клапаны, вентили, редукторы, фильтры, сигнализаторы давления, манометры, мановакуумметры, реле, датчики дистанц. манометров, соединит. элементы трубопроводов, вмонтированные в пневматич. магистрали. Клапаны и вентили выполняют те же функции в пневмосистемах, что и гидроклапаны и вентили в гидросистемах (см. *Арматура заправочных систем*). Редукторы — приборы для снижения давления газа (путём дросселирования) и поддержания его неизменным при подаче газа из баллонов высокого давления к местам потребления; состоят из клапана, управляемого гибкой мембраной или сильфоном, деформация к-рых осуществляется механически (с помощью нажимного винта и пружины) или пневматически (давлением управляющего газа); изменение управляющего усилия приводит к перемещению клапана относительно седла и изменению степени редуцирования газа. Фильтры служат для очистки газа от влаги и механич. примесей (см. *Фильтрация газов*). Сигнализаторы давления — датчики, срабатывающие при определ. значении давления и выдающие электрич. сигнал на показывающий прибор или в автоматич. систему управления о том, что заданное давление достигнуто. Они состоят из чувствит. мембраны и электрич. преобразователя контактного или индуктивного типа. Пневматич. реле автоматически под воздействием давления газа замыкают контролируемую ими электроцепь; исполнит. органы пневмореле — механич. контакты, командный орган — чувствит. мембрана, деформируемая под воздействием давления. Датчики дистанц. манометров — датчики давления с потенциометрич. или индуктивными преобразователями — вырабатывают электрич. сигнал, пропорциональный давлению и передаваемый на показывающий прибор, шкала к-рого градуирована в единицах давления.

А́РМСТРОНГ (Armstrong) Нил (р. 1930) — космонавт США. Первый человек, ступивший на Луну. Родился в семье финансового инспектора в Уапаконете (шт. Огайо). С ранних лет увлёкся авиамоделизмом. В 14 лет поступил в частный аэроклуб и через 2 года получил права на управление самолётом. В 1949, по окончании военно-мор. уч-ща лётчиков (Пенсакола, шт. Флорида), поступил в ун-т им. Пердью (Лафейетт, шт. Индиана), но после двух лет занятий бросил учёбу и стал воен. лётчиком. В 1952 вернулся в ун-т, к-рый окончил в 1955, получив специальность авиац. инженера и степень бакалавра наук по авиастроению. Затем 7 лет работал гражд. лётчиком-испытателем на авиац. базе Эдуардс (шт. Калифорния) и в Льюисском н.-и. центре НАСА. Испытывал ракетные самолёты, в том числе экспериментальный ракетоплан Икс-15 (X-15). С 1962 — в группе космонавтов НАСА. 16.3.1966 совм. с Д. *Скоттом* совершил полёт в качестве командира КК «Джемини-8». Впервые произвёл стыковку с ранее запущенной ракетой-мишенью «Аджена». Через 20 мин после стыковки вышел из-под контроля один из двигателей системы ориентации КК, что привело к резким колебаниям состыкованных корабля и ракеты. А. удалось предотвратить катастрофу и, прервав полёт, приводнить КК в Тихом океане. Полёт продолжался 10 ч 41 мин 26 с. В последующие годы А. работал над усовершенствованием тренажёров с целью имитации условий полётов и посадки на Луну.

16—24 июля 1969 А. совершил первый в истории человечества полёт на Луну (совм. с Э. *Олдрином* и М. *Коллинзом*) в качестве командира КК «Аполлон-11». Лунная кабина с А. и Олдрином 20.7. 1969 произвела посадку в Море Спокойствия (по Гринвичу в 20 ч 17 мин 42 с). А. ступил на поверхность Луны 21 июля в 2 ч 56 мин 20 с. В космич. скафандре с автономной системой жизнеобеспечения пробыл вне лунной кабины 2 ч 31 мин 40 с. Общая продолжительность пребывания на Луне составила 21 ч 36 мин 21 с. После успешно выполненной программы полёта вернулся на Землю. Полёт продолжался 8 сут 3 ч 18 мин 35 с. За 2 рейса в космос налетал 8 сут 14 ч 1 с.

Награждён золотой медалью НАСА «За исключительные заслуги», Почётной медалью конгресса США по космонавтике. Отмечен наградами Амер. ин-та аэронавтики и астронавтики. Почётный чл. Об-ва лётчиков-испытателей, Об-ва воздухоплавания США, Амер. ин-та аэронавтики и астронавтики. Пр. Дж. Монтгомери (1962), Междунар. пр. Галабера по астронавтике. Награждён орденами мн. стран мира. До 1970 был зам. нач. Управления аэронавтики НАСА. С 1971 проф. космич. техники в ун-те г. Цинциннати (шт. Огайо). Занимается также исследованиями в обл. биотехники. Именем А. назв. кратер на Луне. Портрет на стр. 23.

АРТЕ́МЬЕВ Владимир Андреевич (1885—1962) — советский конструктор в области ракетной техники. После окончания в 1905 петерб. гимназии добровольцем участвовал в русско-япон. войне. За мужество и храбрость был произведён в младшие унтер-офицеры и награждён орденами. В 1911 окончил Алексеевское воен. уч-ще и в чине подпоручика был направлен для прохождения службы в Брест-Литовскую крепостную артиллерию, где с 1915 начал работать над усо-

вершенствованием осветит. ракет. С 1915 А. сотрудник Гл. арт. управления (ГАУ); с 1921 работал совм. с Н. И. *Тихомировым* над созданием реактивных снарядов на бездымном порохе. Участвовал в организации ГДЛ. Сконструировал первую сов. ракету на бездымном порохе (первый успешный пуск — 3.3. 1928), реактивную глубинную бомбу для борьбы с подводными лодками противника и др.; один из создателей реактивных снарядов для *«Катюш»*. С 1933 в РНИИ. Автор мн. изобретений в обл. пороховых ракет. Гос. пр. СССР (1941, 1943). Награждён орденом Отечеств. войны 1-й степени, орденом Трудового Красного Знамени и медалями. Именем А. назв. кратер на Луне.

АРТЮ́ХИН Юрий Петрович (р. 1930) — космонавт СССР, полковник, Герой Сов. Союза (1974), лётчик-космонавт СССР (1974), канд. технич. наук (1980). Чл. КПСС с 1957. Окончил в 1950 Серпуховское военное авиационно-техническое училище; в 1958 — Военно-возд. инж. академию им. Н. Е. Жуковского и остался работать там же. В 1963—74 в отряде космонавтов. 3—19 июля 1974 совм. с П. Р. *Поповичем* совершил полёт на КК «Союз-14» (в качестве бортинженера) и орбит. станции «Салют-3». Полёт продолжался 15 сут 17 ч 30 мин 28 с. Почётный диплом им. В. М. Комарова (ФАИ). Награждён орденом Ленина, орденом Красной Звезды и медалями. Почётный гражданин городов Калуга, Клин, Джезказган, Даугавпилс (СССР), Варна (НРБ).

АСИНХРО́ННАЯ КУЛЬТУ́РА — совокупность особей одного вида одноклеточных водорослей, в к-рой отдельные клетки находятся на разных стадиях развития. А. к. может использоваться как звено *замкнутой биотехнической системы*. Характеризуется стабильной во времени продуктивностью.

АССЕНИЗАЦИО́ННО-САНИТА́РНОЕ УСТРО́ЙСТВО — узел санитарно-гигиенического звена *системы жизнеобеспечения*. Служит для улучшения санитарно-гигиенич. состояния герметич. кабины, в т. ч. для приёмки и транспортировки

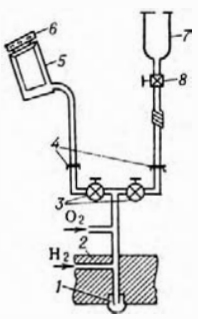


Схема ассенизационно-санитарного устройства: *1* — сопло; *2* — корпус КК; *3* — краны; *4* — быстроразъёмные соединения; *5* — приёмник твёрдых отходов; *6* — вкладыш; *7* — приёмник мочи; *8* — кран

отходов жизнедеятельности человека и др. живых организмов в системы *регенерации воды* и *минерализации* твёрдых отходов (в частном случае — в изолированные ёмкости с консервантами или удаление за борт КК). Сбор фекальных масс и устранение запаха во время дефекации производятся втягиванием потока воздуха, идущего через приёмник и возвращающегося в отсек после прохождения через особый фильтр, поглощающий запахи и убивающий бактерии. Поток воздуха используется для транспортировки воды из умывальника и отходов в сборник. В унитазах для транспортировки отходов в сборник также может использоваться поток воздуха. Сборник в этом случае представляет собой пористую конструкцию, способную пропускать воздух и задерживать жидкость, он может периодически сообщаться с вакуумом для осушки содержимого. Выброс отходов за борт позволяет уменьшить загрязнение атмосферы кабины, а также проводить стерилизацию ассенизац. устройства. В состав санитарно-гигиенич. средств А.-с. у. в зависимости от продолжительности полёта могут также входить: гигиенич. салфетки, умывальники, души, пылесосы, сборники для хранения пищевых отбросов и использованных предметов личной гигиены и т. п. На рис. приведено А.-с. у., работающее на принципе принудит. отсоса воздухом выделений животного в сборник твёрдых отходов с последующим прососом воздуха, освободившегося от твёрдых выделений, через фильтры.

АСТЕРО́ИДЫ — то же, что *малые планеты*.

АСТРОДА́ТЧИК — бортовой прибор, фиксирующий направление на к.-л. звезду или значительно удалённую планету. Выполняется, напр., в виде миниатюрного телескопа с фоточувствит. устройствами, позволяющими регистрировать отклонения оптич. оси телескопа от направления на звезду. А. применяется при решении задач *астрономической навигации*, при *астрокоррекции* гиростабилизированных платформ, а также служит *датчиком позиционным* в точных системах ориентации.

АСТРОДИНА́МИКА — часто употребляемое определение для круга задач *динамики космического полёта*, изучение к-рых опирается на результаты и методы небесной механики. Осн. проблемы, включаемые в А.: исследование и методы расчёта *траекторий полёта к Луне* и планетам, *эволюция орбит* искусств. спутников, определение астрономич. постоянных из наблюдения движения КА, задачи оптимизации космич. перелётов и ряд др.

АСТРОИНЕРЦИА́ЛЬНАЯ НАВИГА́ЦИЯ — метод навигации КА, комбинирующий средства инерциальной и *астрономической навигации*. Осн. цель — *астрокоррекция* гиростабилизированных платформ.

АСТРОКОРРЕ́КЦИЯ (от греч. ástron — звезда и лат. correctio — исправление) — исправление углового положения гиростабилизированных платформ РН и КА по сигналам *астродатчиков*, определяющих направление на звёзды или др. небесные ориентиры. Применяется, когда заданное угловое положение платформы, используемой в течение длит. времени, может быть значительно нарушено из-за её ухода.

АСТРОМЕ́ТРИЯ (от греч. ástron — звезда и metréō — измеряю) — учение о методах астрономических измерений; раздел астрономии. Осн. задачи А.: установление осн. небесной системы координат и определение в этой системе точных положений и движений разл. небесных светил из наблюдений (фундаментальная А. и фотографич. А.); измерение диаметров небесных тел, размеров и расположений деталей на их поверхности (микрометренная А.); изучение вращения Земли, движения земных полюсов и исчисление времени (службы времени и широты). Большое место в А. занимают инструментально-методич. вопросы. Математич. аппарат А. является предметом сферич. астрономии. К А. относят также практич. астрономию, изучающую методы определения широт, долгот и азимутов на земной поверхности.

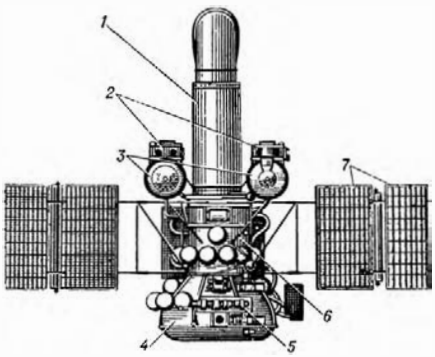
В качестве осн. системы небесных координат принимается экваториальная. Она закрепляется в виде фундаментального

В. А. Артемьев

Ю. П. Артюхин

каталога, содержащего положения звёзд, их собств. движения, а также необходимые редукц. величины, позволяющие учитывать влияние прецессии и воспроизводить координатную сетку для любой эпохи. Положения звёзд в ежегодниках, календарях и др. справочниках даются в системе 4-го фундаментального каталога (FK4), содержащего 1535 звёзд, положения к-рых известны с погрешностью $\pm(0{,}02 \div 0{,}03)''$. С разл. степенью точности известны положения и собств. движения $\sim 270\,000$ звёзд. Осн. астрометрич. работы, требующие длит. наблюдений в разл. точках земного шара, осуществляются на базе широкого междунар. сотрудничества, в орг-ции к-рого одна из ведущих ролей принадлежит Пулковской обсерватории. В А. возникли новые направления: А. быстро движущихся по небу объектов (ИС) и А. в космосе, т. е. учение об астрометрич. измерениях с борта КА, с поверхности Луны и планет, задачи ориентировки на Луне, на планетах и т. п.

«АСТРО́Н» — советский автоматический КА для проведения астрофизических исследований галактических и внегалактических источников космического



КА «Астрон»: *1* — ультрафиолетовый телескоп; *2* — комплекс рентгеновских спектрометров; *3* — навесные приборные контейнеры; *4* — приборный контейнер; *5* — астроприборы; *6* — опорный цилиндр; *7* — панели солнечных батарей

излучения; создан на базе межпланетного КА *«Венера»*. Масса ок. 3500 кг. На борту установлены двухзеркальный УФ телескоп и комплекс рентгеновских спектрометров общей массой ок. 700 кг.

УФ спектрометр в фокальной плоскости УФ телескопа и менисковый телескоп, служащий для отождествления звёздных полей, созданы совместно специалистами СССР и Франции. Кроме научной аппаратуры имеются система автономного управления, радиосистема для точного из-

мерения элементов орбиты, радиотелеметрич. система для передачи научной информации. Орбита КА позволяет св. 90% времени вести измерения вне тени Земли и её радиационного пояса.

Получены важные научные результаты в области изучения нестационарных явлений в звёздах (выбросы и поглощения материи, взрывы звёзд), в исследовании аномалий хим. состава звёзд, свойств УФ излучения галактик и квазаров.

КА «А.» выведен 23.3.1983 на высокоэллиптич. орбиту с выс. в перигее 2000 км, выс. в апогее 200 000 км, наклонением 51,5°; период обращения 5880 мин.

АСТРОНА́ВТ (от греч. ástron — звезда и náutēs — мореплаватель) — то же, что *космонавт*. Термин «А.» используется в ряде стран (США, Великобритании, Франции и др.).

АСТРОНА́ВТИКА — термин, используемый в ряде стран (США, Великобритании, Франции и др.) вместо термина *космонавтика*, принятого в СССР. А. означает полёт к звёздам (звездоплавание), в то время как космонавтика — полёт в космос, всеобъемлющий термин, точнее отражающий задачи человечества по проникновению в мировое пространство.

АСТРОНОМИ́ЧЕСКАЯ ЕДИНИ́ЦА (а. е.) — среднее расстояние от Земли до Солнца, равное $149{,}598 \cdot 10^9$ м. Применяется для измерения расстояний внутри солнечной системы. При определении расстояний между звёздами и галактиками применяются *парсек* и *световой год*.

АСТРОНОМИ́ЧЕСКАЯ НАВИГА́ЦИЯ — разновидность *навигации космической*. Первичная информация в А. н. определяется результатами оптич. измерений. В начале космич. эры (1957) А. н. обозначала вид навигации, осн. на измерениях величин, характеризующих лишь угловое положение звёзд, напр. относительно Земли или Луны; затем к А. н. стали относить все виды космич. навигации, в к-рых применяются оптич. измерит. приборы (секстанты, датчики звёзд и Солнца), визуальные наблюдения в иллюминатор и т. д. В А. н. используется разл. информация; соответственно типам информации разработаны методы обработки измерений и последующего определения орбиты: угломерный метод, в к-ром измеряются угловые расстояния между навигационными ориентирами, напр. между к.-л. звездой и краем планеты, между двумя краями планеты; метод затмений, в к-ром фиксируются моменты восхода и захода звёзд или Солнца за видимый горизонт планеты; метод псевдозатмений, осн. на засечке моментов времени, когда звезда или др. светило находится на заранее заданном угловом расстоянии от края планеты; метод визирования планетных ориентиров, использующий измерения моментов времени прохождения над к.-л. ориентиром или измерения углов визирования; метод астрономич. засечки местоположения КА, определяемого путём одновр. измерения углов возвышения над краем планеты не менее двух звёзд и видимого углового диаметра планеты, и т. д. В систему автономной А. н. входят, помимо измерит. приборов, также вычислит. устройства (см. *Бортовая цифровая вычислительная машина* и *Навигационная документация*). На борту КА А. н. может использоваться совм. с др. системами навигации, напр. с системой *инерциальной навигации*.

АСТРОНОМИ́ЧЕСКИЕ ОБСЕРВАТО́РИИ — научно-исследовательские учреждения, задача к-рых — всестороннее изучение различных небесных тел. Осн. приборы А. о.— телескопы, предназнач. для определения положения и движения небесных тел (см. *Астрометрия*) и для изучения их физ. свойств (см. *Астрофизика*). Совр. А. о. имеет вспомогат. лаборатории (фотографич., электронные и др.), обеспечивающие выполнение и обработку наблюдений, физ. лаборатории. Нек-рые А. о. специализированы, что определяет вид телескопов (напр., солнечные телескопы, внезатменные коронографы, спектрогелиографы и спектрогелиокинематографы, солнечные магнитографы).

Осн. А. о. СССР: Гл. А. о. АН СССР (Пулковская), Крымская астрофиз. обсерватория АН СССР, Спец. астрофиз. обсерватория АН СССР, имеющая крупнейшие в мире телескоп с зеркалом диам. 6 м и радиотелескоп РАТАН, Астрономич. ин-т им. П. К. Штернберга (Москва), Бюраканская А. о. (Армения), Абастуманская астрофиз. обсерватория (Грузия), Шемахинская астрофизич. обсерватория (Азербайджан), а также обсерватории в Ташкенте, Алма-Ате, Душанбе, Казани, Киеве, Одессе, Тарту, Риге, Вильнюсе и др. городах, в осн.— при республиканских АН и ун-тах.

Из зарубежных А. о. крупнейшие: в США — Маунт-Паломар (телескоп диам. 5 м), Нац. обсерватория Китт-Пик (телескоп диам. 4 м), Ликская (телескоп диам. 3 м), Маунт-Вилсон (телескоп диам. 2,5 м), в Великобритании — А. о. им. И. Ньютона (телескоп диам. 2,5 м), крупные А. о. имеются также в ГДР, Канаде, Франции и др. странах. Число крупных А. о. в Юж. полушарии пока невелико, что затрудняет комплексное изучение объектов по всему небу. В Чили имеются Южная А. о. США (телескоп диам. 4 м) и Объединённая А. о. ряда европ. стран (телескоп диам. 3,6), в Австралии — А. о. с телескопом диам. 3,9 м, на Гавайских о-вах — франко-канадская А. о. (телескоп диам. 3,6 м).

АСТРОНОМИ́ЧЕСКИЙ ЕЖЕГО́ДНИК — сборник таблиц (эфемерид) координат Солнца, Луны, планет и звёзд, содержащий также данные о солнечных и лунных затмениях, покрытиях звёзд Луной и ряд др. сведений астрономического характера. Эфемериды Солнца и планет даются в А. е. на каждые сутки, для Луны — на каждый час, для звёзд — на интервалы в 10 суток. Старейшим по времени выхода в свет (1679) является франц. А. е. «Connaissance des Temps», издаваемый в Париже. Англ. А. е. «Nautical Almanac» издаётся в Лондоне с 1767. В Берлине с 1776 до 1959 печатался «Berliner Astronomische Jahrbuch». Сов. А. е. выходит с 1921 в Ленинграде, издаётся Ин-том теоретич. астрономии АН СССР. Спец. виды А. е.: «Морской А. е.», «Авиационный А. е.». Для астрономов-любителей ежегодно издаётся Астрономич. календарь, содержащий менее точные данные.

АСТРОНОМИ́ЧЕСКИЙ СОВЕ́Т Академии наук СССР (АС) — учреждение, планирующее и координирующее наземные астрономические исследования в СССР. АС является также нац. комитетом сов. астрономов, представляющим СССР в Междунар. астрономич. союзе и др. междунар. орг-циях. АС организован 20 дек. 1936. В его составе видные учёные в области астрономии и смежных наук. В функции АС входит также руководство оптич. наблюдениями ИСЗ в СССР.

АСТРОНО́МИЯ (от греч. ástron — звезда и nómos — закон) — наука, изучающая Вселенную и населяющие её тела Солнечной системы, звёзды, галактич. туманности, звёздные системы, нашу Галактику (систему Млечного пути, в к-рую входит наше Солнце) и др. галактики. Изучается также межпланетная, межзвёздная и межгалактич. среда. Осн. метод А.— наблюдение, регистрация и изучение приходящего от небесных объектов электромагнитного излучения. Исследуется направление приходящего излучения, его интенсивность, спектральный состав, поляризация. Эти данные служат для выяснения положения небесных объектов, их размеров и формы, движения, хим. состава, физ. свойств. Наблюдение излучения небесных тел в области радиочастот привело к возникновению радиоастрономии.

Развитие космонавтики, позволившей вынести наблюдат. приборы с помощью КА и ракет за пределы земной атмосферы, дало возможность расширить область изучаемых длин волн радиации и вести наблюдения в УФ, рентгеновской и гамма-областях, а также в длинноволновом ИК и низкочастотном радиоизлучениях. Использование КК и межпланетных КА позволило перейти от наблюдения излучения небесных объектов (Луна, Венера, Марс и др.) к непосредств. измерению их разл. физ. и хим. характеристик путём запуска к ним КА. О разл. разделах А., объектах и методах исследования см. статьи *Астрометрия*, *Астрономия сферическая*, *Астрономия внеатмосферная*, *Небесная механика*, *Звёздная астрономия*, *Космогония*, *Космология*, *Астрофизика*, *Радиоастрономия*.

АСТРОНО́МИЯ ВНЕАТМОСФЕ́РНАЯ — раздел *астрономии*, основанный на проведении наблюдений и измерений с помощью аппаратуры, размещаемой на борту КА или на поверхности небесных тел, лишённых атмосферы, что позволяет расширить спектры используемых для получения информации электромагнитного и корпускулярного излучений.

Возникновение А. в. тесно связано с развитием баллонной и ракетно-космич. техники. Первые внеатмосферные наблюдения проведены в 1950-х гг. при помощи баллонов (см. *Баллонная астрономия*) и ракет. Позднее для этих целей начали использовать ИСЗ и КК. С помощью ракет получены спектрогелиограммы (фотографии Солнца в узких спектральных областях), что необходимо для изучения активных областей Солнца. Получаются спектры излучения Солнца в УФ и рентгеновских областях, что необходимо для изучения как активности Солнца, так и механизма воздействий его на верхнюю атмосферу.

Важные результаты получены с помощью орбит. астрономич. обсерваторий, запущенных в США. Ими исследовались Луна, планеты, кометы, звёзды. Развитие А. в. связано с перспективой создания больших исследовательских орбит. станций со сменным экипажем и науч. персоналом на борту. Первый этап астрономич. наблюдений выполнен в июне 1971 Г. Т. Добровольским, В. Н. Волковым и В. И. Пацаевым на станции «Салют»; дальнейшим развитием данного направления в А. в. являются исследования, проводимые сменными экипажами последующих орбит. станций серии «Салют». Перспективным

является и создание астрономич. обсерваторий на Луне — как автоматич., так и с науч. персоналом. Известным прообразом такого рода эксперимента следует считать проведённые астрономич. наблюдения в КВ обл. спектра на «Луноходе-1».

АСТРОНО́МИЯ СФЕРИ́ЧЕСКАЯ — раздел *астрономии*, в к-ром разрабатываются методы определения видимого и действительного расположения небесных светил в пространстве, их поступательного и вращательного движений. Осн. задачи А. с.: установление систем сферич. координат, определяющих положение светил на небесной сфере, преобразование координат одной системы в координаты др., создание теории определения точного времени и принципов времяисчисления, методов приведения результатов наблюдений к системе координат в момент наблюдения (освобождение их от влияния рефракции, параллакса и аберрации), а также методов приведения сферич. координат от одного равноденствия к др. (учёт прецессии и нутации).

АСТРООРИЕНТА́ЦИЯ (от греч. ástron — звезда и франц. orientation, букв.— направление на восток) на Луне — определение положения стран света, а также селенографических координат точек на поверхности Луны посредством астрономических наблюдений. Отсутствие у Луны дипольного магнитного поля исключает возможность использования магнитного компаса для ориентирования, поэтому астрономич. наблюдения являются единств. способом ориентирования на Луне. При наблюдении с поверхности Луны звёзды образуют созвездия и имеют то же взаимное расположение, как и при наблюдении с Земли. Отсутствие атмосферы позволяет видеть звёзды на лунном небе как ночью, так и днём. Как и на Земле, для лунного наблюдателя звёзды восходят на восточной стороне неба и заходят на западе, но это видимое суточное вращение небосвода происходит там в 27,396 385 раз медленнее, чем на Земле, в соответствии с продолжительностью лунных суток (период вращения Луны вокруг оси). Др. положение будет занимать на лунном небе и тот небесный полюс, вокруг к-рого происходит видимое вращение небосвода. Так как лунный экватор наклонён к плоскости эклиптики на 1°32′, то и полюс лунного экватора (т. е. полюс мира для Луны) находится на таком же угловом расстоянии от полюса эклиптики и располагается в созвездии Дракона. Поэтому для приближённой ориентировки на Луне достаточно иметь звёздные карты в системе эклиптич. координат. Для более точного определения положения точки на Луне можно использовать положения звёзд в лунной системе координат. Полюс лунного экватора довольно быстро перемещается среди звёзд, обходя вокруг полюса эклиптики за 18 лет (прецессия). Высота полюса мира над горизонтом определяет широту места наблюдения. Для определения долготы необходимо измерять местное время данного меридиана (как часовой угол точки весеннего равноденствия) и сравнивать его с временем нек-рого меридиана, принятого за начальный. За единицу времени следует принять звёздные сутки, т. е. промежуток времени между двумя последоват. верхними кульминациями равномерно движущейся точки весеннего равноденствия (27,396 385 земных звёздных сут или 27,321 661 ср. сут). Разделив эти сутки на 24 ч, получим, что 1 ч лунного звёздного времени содержит 1/24 × 27,321 661 ср. сут или 1/24 × 27,396 385 земных звёздных сут. Аналогично можно определить и лунные минуты и секунды.

В. М. Можжерин.

АСТРОФИ́ЗИКА — раздел *астрономии*, изучающий физическое строение и развитие небесных тел. А. включает разделы: физика Солнца, физика Луны и планет, физика комет и метеоров, физика звёзд и межзвёздной среды, физика галактик, физика газовых туманностей, релятивистская астрофизика и др. разделы. До начала космич. эры единств. средством познания природы небесных тел являлось изучение электромагнитного излучения, испускаемого этими телами (кроме непосредств. изучения состава и структуры упавших на Землю метеоритов).

Земная атмосфера пропускает излучение в двух очень ограниченных спектральных «окнах»: «оптическое окно» — с длинами волн от 300 нм до 5 мкм с небольшими окнами прозрачности в ИК области (8—14 и 17—22 мкм); «радиоокно» — от неск. мм до 30 м. Всё излучение с длинами волн короче 300 нм поглощается газами атмосферы Земли: озоном, кислородом и азотом, защищающими всё живое на Земле от губительного действия солнечного УФ излучения. За «радиоокном» ионосфера Земли задерживает и отражает более длинноволновое излучение.

Излучение небесных тел несёт значит. информацию. Задача А.— изыскание способов регистрации этой информации, её истолкования и получение выводов о природе небесных тел. Так, линии поглощения или излучения, обнаруживаемые в спектрах, говорят о хим. составе небесных тел. Изучение относит. интенсивностей линий в спектрах позволяет определять темп-ры, господствующие в атмосферах Солнца и звёзд. Измерение положения линий в спектрах (определение смещений спектральных линий, обусловл. эффектом Доплера) говорит о скорости движения небесных тел по лучу зрения (от нас или к нам). Изучение характера линий поглощения или излучения (контуры линий) позволяет делать заключения о процессах в атмосферах звёзд (скорости турбулентных движений, плотности атмосфер), о характере вращения звёзд, о магнитных полях Солнца и звёзд. По спектрам звёзд можно определять концентрации электронов в их атмосферах.

Технич. средства наземной А. непрерывно совершенствуются. Осн. приборами являются телескопы, снабжённые спектрографами, фотометрами, поляриметрами, фотокамерами с использованием фотоэлектрич. техники, электронной оптики и ТВ. С появлением стратостатов начали использоваться стратоскопы — телескопы, устанавливаемые на стратостатах (см. *Баллонная астрономия*). Большое кол-во астрофиз. информации получают при помощи радиоастрономич. инструментов. В 70-е гг. стали развиваться наблюдения излучения в области 8—14 мкм. Здесь водяные пары относительно прозрачны. Эта область стала доступна в связи с появлением чувствит. приёмников ИК излучения, охлаждаемых до очень низких темп-р (—269 °С — темп-ра жидкого гелия). В этой спектральной области уверенно измеряются темп-ры поверхности Луны и планет по их собств. тепловому излучению, регистрируются «холодные» звёзды, составлена подробная тепловая карта Луны.

Подъём телескопов на стратостатах на выс. 20—40 км снимает значительную часть атмосферных помех. Кроме того, на выс. 40 км неск. раздвигается в УФ сторону оптич. окно, что позволяет наблюдать спектры звёзд до 200 нм.

Первый ИСЗ (запущен в СССР 4.10. 1957) открыл новую главу А.— внеатмосферную, или космическую. Стало возможным проводить исследования во всех диапазонах длин волн электромагнитного излучения. Уже на 2-м сов. ИСЗ стояли приборы, исследующие УФ излучение Солнца в коротковолновой области. После этого в СССР начались систематич. исследования УФ и рентгеновского излучения Солнца на спутниках типа «Электрон», «Космос», «Интеркосмос», «Прогноз» и др. Специально оборудованные для достаточно длит. наблюдений Солнца (в т. ч. солнечных спектров) «солнечные обсерватории» систематически запускаются в США. На ИСЗ, снабжённых звёздными фотометрами и небольшими телескопами, оборудованными для спектрофотометрич. и спектрографич. наблюдений, проводится регистрация УФ излучения.

Чувствит. приёмники рентгеновского излучения, установл. на ракетах и ИСЗ, зарегистрировали излучение, идущее от Солнца, особенно интенсивное во время солнечных вспышек, а также от многих галактич. и внегалактич. объектов. Приборы, установл. на КА «Луна-12», открыли рентгеновское излучение поверхности Луны как вторичный эффект флуоресценции вещества на поверхности Луны под действием рентгеновского излучения Солнца во время солнечных вспышек. Исследование гамма-излучения, идущего от вещества Луны и зафиксированного приборами КА «Луна-12», позволило установить характер горных пород на поверхности Луны. Есть сведения, что гамма-излучение идёт и от Солнца в периоды его высокой активности. По-видимому, источниками мощных кратковременных всплёсков гамма-излучения являются нейтронные звёзды. В связи с бурным развитием исследований в области рентгеновского и гамма-излучения сформировался спец. раздел А.— астрофизика высоких энергий.

Установл. на межпланетных КА науч. аппаратура с ИК, УФ и др. датчиками и фототелевиз. приборы позволили провести уникальные исследования Луны, Венеры, Марса, Юпитера и Сатурна. КА, находящиеся в разл. точках межпланетного пространства и на Луне, при помощи одноврем. наблюдений дают весьма важные сведения о *солнечном ветре*, о структуре межпланетного пространства и процессах, происходящих в нём при проявлениях солнечной активности.

С развитием космонавтики в А. находят решение новые задачи: исследование свойств лунного грунта для обеспечения безопасной посадки на Луне КА; изучение характеристик атмосферы Марса для выбора способа торможения КА при посадке его на эту планету; исследование атмосферы Венеры, сложной структуры колец Сатурна и т. д. Астрофизич. наблюдения используются службой предупреждения для обеспечения безопасности космонавтов в полёте (напр., сообщаются данные о возникновении солнечных вспышек, сопровождающихся появлением жёсткого корпускулярного излучения, представляющего радиац. опасность для космонавтов, особенно выходящих в открытое космич. пространство).

В. К. Прокофьев.

«А́ТЛАС» (англ. Atlas, от имени одного из титанов в древнегреч. мифологии) — наименование американских одноступенчатых (или «полутораступенчатых») жидкостных РН. Стартовая масса 115—118 т, дл. 25 м, диам. 3 м. Конструкционный материал несущих баков монококовой конструкции — аустенитная сталь. Толщина стенки 0,254—1,02 мм, незаправл. баки постоянно находятся под наддувом. ДУ состоит из осн. ЖРД *ЛР-105-НА*, двух сбрасываемых стартовых ЖРД *ЛР-89-НА* и двух верньерных ЖРД (каждый тягой на Земле 1,4—5,5 кН, продолжительностью работы 360 с). Топливо двухкомпонентное (окислитель — жидкий кислород, горючее — керосин). Система подачи турбонасосная. Управление обеспечивается отклонением основных и стартовых ЖРД в карданных подвесах, а также с помощью верньерных ЖРД. Все 5 ЖРД включаются одновременно. Система наведения радиоинерциальная или инерциальная. Модификация ракеты «А.»— «А.-D» использовалась в составе РН «А.-Эйбл», а также в качестве РН КК «*Меркурий*». Модификация «А.-F» используется в качестве РН ИСЗ «ОВ», «Навстар» и др. (во многих случаях ИСЗ снабжаются разгонными блоками для перевода на более высокие орбиты). Ракета «А.» в варианте «СЛВ-3» используется в качестве первой ступени РН «А.-Аджена», «А.-Бёрнер-2» и «А.-Центавр». Вариант «СЛВ-3» имеет стартовые ЖРД тягой по 840 кН и удлинённый (на 1,35 м) баковый отсек. Стартовая масса ~120 т, в т. ч. топливо 112 т, дл. 22,9 м, диам. 3 м.

Пуск РН «Атлас-D» с КК «Меркурий»

«Атлас-Аджена» — 2-ступенчатая РН. Полезный груз 3,8 т — при выводе на круговую орбиту выс. 185 км и 1,22 т — при выводе на стационарную орбиту. Стартовая масса ~ 130 т, дл. 30 м (без полезного груза). 1-я ступень — вариант «СЛВ-3», 2-я ступень — ракета «Аджена». Основные данные последней модификации ракеты («Аджена-D»): масса (стартовая) 7,05 т, масса топлива (азотная кислота и несимметричный диметилгидразин) 6,15 т, дл. 7,6 м, диам. 1,53 м, тяга ЖРД 71,3 кН, продолжительность работы 240 с. Подача топлива в камеру сгорания турбонасосная. Топл. баки несущие. Наддув баков сжатым гелием. Перед включением осн. ЖРД работают РДТТ, сообщая ракете ускорение для обеспечения забора топлива из баков. 6 управляющих реактивных сопел работают на смеси азота и хладона. Энергопитание бортовой аппаратуры от хим. источников тока или от СБ (при длит. полёте по орбите). В ряде случаев многократным включением РД ракета обеспечивает выведение двух ИСЗ на разл. орбиты. Система наведения РН «А.-Аджена» радиоинерциальная. Запуски РН производятся с мыса Канаверал и с Западного испытательного полигона. РН «А.-Аджена» использовались для запуска ИСЗ «ОГО», «ОСО», «Самос», «Мидас», КА «Рейнджер», «Лунар орбитер», «Маринер» и др. Применяются для запусков ИСЗ «Бимьюс».

«Атлас-Бёрнер-2» — 2-ступенчатая РН для групповых пусков малых ИСЗ военного назначения. 1-я ступень— вариант «СЛВ-3», 2-я — ракета «Бёрнер-2», осн. данные к-рой: масса (стартовая) 810 кг, масса топлива 650 кг, дл. 1,73 м, диам. 1,65 м, тяга РДТТ 45 кН, продолжительность работы 42 с, материал сферич. корпуса РДТТ — сталь, сопла́ — молибден, соплового насадка— стеклопластик. Ориентацию обеспечивают микродвигатели на сжатом азоте и на перекиси водорода. Система наведения РН «А.-Бёрнер-2» инерциальная. Стартовая масса ~125 т, дл. ~25 м (без полезного груза). Сообщалось о двух пусках в 1971 и 1972 с Западного испытательного полигона.

«Атлас-Центавр» — 2-ступенчатая РН. Полезный груз 5125 кг — при выводе на круговую орбиту выс. 185 км и ~2 т — при выводе на стационарную орбиту. Стартовая масса 137 т, дл. 34,4 м (без полезного груза). 1-я ступень — вариант «СЛВ-3», 2-я — ракета «Центавр». Осн. данные последней модификации ракеты «Центавр»: масса (стартовая) 17 т, масса топлива (жидкий кислород и жидкий водород) 13,6 т, дл. 9,15 м, диам. 3,05 м, 2 ЖРД тягой по 68 кН, продолжительность работы 440 с. Подача топлива в камеру сгорания турбонасосная. Топливные баки несущие. Для обеспечения в условиях невесомости забора топлива из баков ракета снабжена четырьмя разгонными РД тягой по 227 Н. Исполнит. органы системы управления — шарнирно-подвешенные осн. двигатели и 10 ЖРД системы ориентации. Разгонные РД и ЖРД системы ориентации работают на продуктах разложения перекиси водорода. Система наведения РН инерциальная. РН «А.-Центавр» использовались для запуска ИСЗ «ОАО», «ХЕАО», «Интелсат» и др., КА «Маринер», «Сервейор», «Пионер», «Пионер-Венера».

«Атлас-Эйбл» — 3-ступенчатая РН. Полезный груз 180 кг при выводе из поля тяготения Земли. 1-я ступень — ракета «А.-D», 2-я — ракета «Эйбл» (см. в ст. «*Тор*»), 3-я — с РДТТ «Альтаир» первой модификации (тяга 13 кН, продолжительность работы 40 с). Стартовая масса ~120 т, дл. ~25 м (без полезного груза). Система наведения радиоинерциальная. В 1959—60 с мыса Канаверал произведены три пуска РН «А.-Эйбл», все неудачные. В дальнейшем РН «А.-Эйбл» не использовалась.

«А́ТЛАС-СКОР» [англ. Atlas-Score, от Atlas — «*Атлас*» (назв. РН) и SCORE — сокр. от Signal Communications Orbit Relay Experiment — эксперимент по ретрансляции сигналов связи с орбиты] — наименование американского экспериментального ИСЗ для изучения проблем, связанных с созданием ИСЗ — активных ретрансляторов. Ретрансляц. оборудование (масса 68 кг) ИСЗ установлено в приборном отсеке РН «Атлас». Оно включает 2 приёмника (107,97 и 107,94 МГц), 2 передатчика (132,435 и 132,905 МГц), радиомаяки, запоминающее устройство (ёмкость 1680 слов) и ртутные батареи. РН «Атлас» с этим оборудованием запущена 19.12.1958 и вышла на орбиту с выс. в перигее 190 км, выс. в апогее 1480 км, наклонением 32°; период обращения 101 мин. РН сошла с орбиты на 34-е сутки, совершив ~500 витков.

АТМОСФЕ́РА ВЕ́РХНЯЯ — часть земной атмосферы, простирающаяся от высоты 20—30 км до её внешней границы. Уже на выс. 20—30 км в атмосфере начинаются интенсивные фотохим. процессы; несколько выше к ним добавляются ионизац. процессы. По сравнению с нижней атмосферой все эти процессы в А. в. играют доминирующую роль. Молекулы, атомы, ионы газов и электроны, движущиеся в межпланетном пространстве вместе с Землёй, образуют её атмосферу, плотность к-рой резко уменьшается с высотой. Вследствие частых взаимных соударений частицы А. в. до высот 500—1000 км совершают беспорядочное движение; ещё выше, в *экзосфере*, движение частиц (подъём и возвращение) происходит практически без соударений с др. частицами, что во многом определяет стабильность *радиационного пояса Земли*, располож. в экзосфере. Все нейтральные частицы межпланетной среды могут свободно проникать в земную атмосферу до основания экзосферы. Однако магнитное поле Земли препятствует проникновению в экзосферу внеш. заряж. частиц, к-рые проникают в земную атмосферу тем глубже, чем больше их скорость и чем ближе её направление к полярным геомагнитным силовым линиям. Во внеш. области атмосферы и в межпланетной среде присутствуют в осн. ионизованные частицы. Межпланетный ионизованный газ (плазма) имеет свои собств. магнитные поля; обтекая геомагнитное поле, он разрушает его на расстоянии неск. земных радиусов $R_з$ в зависимости от геомагнитной активности (обычно 8—10 $R_з$ в направлении Солнца). Околоземное пространство, в к-ром располагаются стабильные геомагнитные силовые линии, наз. *магнитосферой*.

Уже давно установлено, что ионизация А. в. определяет условия распространения радиоволн на большие расстояния. Плотность атмосферы на больших высотах незначительна по сравнению с её приземными значениями, но она оказывает заметное влияние на торможение движения ИСЗ и определяет время их существования. Радиосвязь на Земле и между КА и Землёй существенно зависит от состояния ионизации (см. *Ионосфера*).

А. в. интенсивно изучается с помощью приборов, поднимаемых на ракетах и ИСЗ, а также с помощью наземных наблюдений распространения радио- и звуковых волн, излучения света (напр., во время *полярных сияний*), изменения интенсивности геомагнитного поля и т. п. Особо важно одновременное комплексное исследование с применением наземных средств и КА. Примерами исследований такого рода могут служить эксперименты *АРАКС*, «*Аркад*», «*Омега*» и др.

В А. в. поглощается гл. обр. УФ излучение Солнца, вследствие чего молекулы воздуха диссоциируют на атомы; излучение короче 0,12 мкм вызывает ионизацию молекул и атомов. В полярные области спорадически вторгаются также энергичные заряж. частицы, повышающие степень диссоциации и ионизации газов А. в. Энергия, вносимая электромагнитным излучением и заряж. частицами, приводит к разогреванию А. в. Дополнит. источник разогрева —

магнитогидродинамич. волны, генерируемые во время геомагнитных возмущений в зоне полярных сияний и на границе магнитосферы и затем поглощающиеся в атмосфере. Установлено, что аналогичную роль могут играть генерируемые в самой атмосфере инфразвуковые волны (напр., ударные волны от землетрясений). Разогревание А. в. сопровождается увеличением её протяжённости по высоте; неравномерный разогрев приводит к циркуляции А. в., усиливаемой солнечными и лунными приливами. Кроме того, циркуляция и колебат. движения нижней атмосферы также частично передаются вверх.

Энергия, вносимая в А. в., только частично переходит в тепловую и вызывает расширение атмосферы. Др. часть поглощаемой энергии переходит в потенциальную форму, связанную с возбуждением молекул и появлением свободных атомов, ионов и электронов. Темп-ра в каждой области атмосферы определяется равновесием между притоком и оттоком теплоты; это очень сложные процессы, ещё во многом не изученные. Темп-ра неоднородна как в горизонтальном, так и в вертик. направлениях. Распределение скоростей молекул, атомов, ионов и электронов в области их макс. концентраций значительно отличается от равновесного (максвелловского). Избыточные скорости особенно преобладают у вновь образующихся частиц (у атомов — при диссоциации, у электронов — при ионизации). Ср. темп-ра нейтральных частиц, ионов и электронов иногда значительно различается; особенно высокой она бывает у электронов (с превышением на тысячи кельвинов). На выс. 20—100 км атмосфера охлаждается в осн. за счёт ИК излучения, гл. обр. озона, гидроксила, а также водяного пара и углекислого газа. Выше 80 км охлаждение совершается за счёт ИК излучения гидроксила, окиси азота (в области длин волн ~5,3 мкм), излучения атомарного кислорода (в области длин волн ~6,3; 0,63; 0,56 мкм), а также за счёт теплопроводности, обеспечивающей отток теплоты из более тёплых высоких областей вниз, примерно к уровню 80 км. Во время полярных сияний эмиссионное излучение резко возрастает и появляется много разл. эмиссий в видимой и УФ областях спектра (см. *Эмиссия верхней атмосферы*). При вторжении электронов с энергией в неск. десятков кэВ возникает также рентгеновское излучение.

Энергия, выделяющаяся при воссоединении (рекомбинации) атомов в молекулы, а также ионов и электронов в нейтральные частицы, переходит частично в излучение, а частично — в теплоту. Эти процессы происходят значительно позже первичных процессов диссоциации и ионизации, поэтому разогревание атмосферы неск. запаздывает относительно этих первичных процессов. Всё это ещё более усложняется циркуляцией в вертик. и в особенности в горизонтальном направлениях. Кинетич. энергия циркуляции также переходит в тепловую с запаздыванием. В результате циркуляции вновь образующиеся атомы, ионы и электроны уносятся из места их образования, поэтому отток теплоты может не только запаздывать относительно поглощения активного агента, но может даже сказываться в др. областях, в т. ч. более протяжённых; охлаждение атмосферы после дневного разогрева продолжается в ночное время.

С проблемой теплового баланса связаны также малоизученные вопросы потери частиц земной атмосферы (см. *Диссипация*) и захвата ею внеземного вещества (см. *Аккреция*). Диссипация действует как охлаждающий фактор: преимущественно улетучиваются из атмосферы атомы водорода и гелия, имеющие большую кинетич. энергию. Есть основания полагать, что во время полярных сияний поток протонов, вторгающихся в А. в. над высокоширотными областями, может достигать 10^{14} м$^{-2}\cdot$с$^{-1}$. Несмотря на то, что в приземных слоях содержится много водорода в водяном паре, его относит. концентрация на высотах св. 100 км на много порядков меньше. Это свидетельствует о преобладании процесса диссипации водорода над его аккрецией.

В А. в. задерживается большое кол-во вещества микрометеоритов (~10^4 т/сут над всей поверхностью Земли). Темп-ра этих частиц может быть и выше, и ниже темп-ры окружающей их газовой среды, поскольку первая определяется не только энергией, получаемой от атомов и молекул атмосферы, но и поглощением излучения Солнца и Земли и их собств. тепловым излучением. В результате разрушения микрометеоритов там создаётся значит. запас легкоионизующихся металлич. атомов. Иногда проникновение микрометеоритной пыли в холодные области на выс. ~ 80 км сопровождается появлением прозрачных, т. н. серебристых облаков, замечаемых в сумеречное время; такие облака появляются при оледенении микрометеоритной пыли.

Циркуляция верхней ионизованной атмосферы в геомагнитном поле сопровождается появлением электрич. полей. При скоростях *ветров*, доходящих до неск. сотен м/с, напряжённость поля достигает 10^{-2} В/м. Это приводит к появлению в А. в. систем электрич. токов и связанных с ними магнитных полей. Наиболее регулярными являются системы токов, вызываемые циркуляцией, связанной с приливами; эти токи локализуются гл. обр. в области, имеющей наибольшую электрическую проводимость на высоте ~100 км. Электрич. поля в А. в. вызывают направл. дрейф ионов. Эффект особенно значителен для долгоживущих металлич. ионов. Иногда такие ионы концентрируются в очень тонкие спорадич. слои в области выс. 90—130 км. Вследствие преобладания электрич. проводимости вдоль геомагнитных силовых линий, электрич. поля из ниж. слоёв атмосферы передаются вверх, в магнитосферу, и оказывают существ. воздействие на движение в ней заряж. частиц. Ветровые движения практически прекращаются на высотах св. 200—300 км, где частицы начинают удерживаться около геомагнитных силовых линий.

Атомы и ионы чрезвычайно активны в хим. отношении. Они легко вступают в реакции с др. нейтральными частицами; хим. активность усиливается в А. в. благодаря присутствию в ней особенно активных колебательно возбуждённых молекул. В результате имеет место цепь сложных хим. превращений, при этом возникает эмиссионное излучение. Присутствие в А. в. промежуточных продуктов иногда легко обнаруживается по их сумеречной флуоресценции. Так, напр., обнаружены атомы натрия, кальция, лития, ортогелия, ионизованные молекулы азота. В А. в. образуются молекулы окиси азота и её ионы, а также отрицат. ионы, в особенности ночью, когда разрушающее их световое излучение незначительно. Наиболее эффективна диссоциация молекулярного кислорода; атомы кислорода легко присоединяются к молекулам кислорода, в результате чего образуется озон. Наибольшая концентрация озона приходится на выс. ~30 км. Озон интенсивно поглощает солнечное УФ излучение, что приводит к образованию температурного максимума (*мезопика*).

Концентрация ионов и электронов А. в. зависит не только от скорости ионообразования, но и от времени существования ионов и электронов до их рекомбинации в нейтральные частицы. Электроны очень медленно рекомбинируют с атомарными ионами и очень быстро — с молекулярными. Ионы атомарного кислорода и азота легко вступают в реакции с молекулами кислорода и азота, в результате к-рых образуются молекулярные ионы. Поэтому в присутствии большого числа нейтральных молекул рекомбинация ионов и электронов протекает очень быстро. Хотя качественно процесс рекомбинации достаточно ясен, его количеств. оценка всё ещё значительно затруднена из-за большой изменчивости коэф. эффективности реакций, обеспечивающих рекомбинацию.

Вследствие интенсивной циркуляции в А. в. её атомарный состав остаётся прибл. постоянным до выс. 100—150 км, однако молекулярный состав даже ниже этих высот не является неизменным. В области от 20 до 80 км содержится озон, выше 100 км начинается диссоциация молекулярного кислорода, а выше 200 км — молекулярного азота. На высотах более 150—200 км циркуляция атмосферы оказывается недостаточной для пост. равномерного перемешивания, поэтому выше этих уровней начинают преобладать более лёгкие частицы. На выс. 150—180 км доминирует атомарный кислород, затем начинается зона преобладания лёгких атомов гелия и в особенности водорода. Детальная картина состава А. в. существенно меняется в зависимости от времени суток, сезона, географич. широты, солнечной активности и геомагнитных возмущений.

От состава А. в. зависит и темп-ра её нейтральных частиц. В А. в. наблюдаются 2 температурных минимума, прибл. 220 и 180 К на высотах соответственно ок. 15 и 80 км, разделённых мезопиком. Выше темп-ра возрастает обычно до значений 1000—1500 К на выс. 200—400 км, а дальше она практически остаётся неизменной. На бо́льших высотах колебания темп-ры более значительны. В дневное время на экваториальных и ср. широтах темп-ра А. в. имеет макс. значение в освещённой области, однако ночью темп-ра над полярными областями больше, особенно во время полярных сияний и геомагнитных возмущений.

Плотность верхней атмосферы также существенно меняется в зависимости от тех же условий. Вот пример возможного распределения плотности:

Высота, км	0	100	200	300	400	600	800
Плотность, кг/м^3 . . .	1,3	$5\cdot10^{-7}$	$3\cdot10^{-10}$	$2\cdot10^{-11}$	$3\cdot10^{-12}$	10^{-13}	10^{-14}

На расстоянии неск. земных радиусов плотность нейтральных частиц падает до значений меньше 10^{-21} кг/м^3. Плотность

А. в. выше 150—200 км существенно увеличивается с усилением солнечной активности и геомагнитных возмущений; обнаруживаются её небольшие колебания и с синодическим (27-дневным) периодом вращения Солнца. Плотность А. в. выше 150—200 км значительно больше днём, чем ночью, заметны небольшие вариации её и в течение года. Осн. вариации плотности А. в. обязаны изменениям интенсивности солнечного излучения короче 0,12 мкм. Однако плотность А. в. на больших высотах резко возрастает во время полярных сияний и геомагнитных возмущений. Это происходит из-за разогревания А. в. магнитогидродинамич. волнами и вторгающимися быстрыми заряж. частицами.

Для описания давления в А. в. удобнее всего пользоваться понятием *атмосферы однородной высоты*. Эта высота увеличивается со значений 10 км приблизительно на 100-км уровне до значений 60 км на 300-км уровне и до ещё бо́льших значений на бо́льших высотах.

В. И. Красовский.

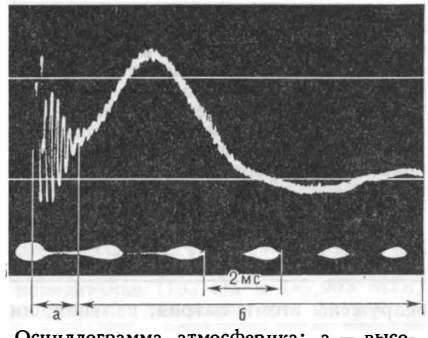
АТМОСФЕ́РА КАБИ́НЫ — искусственная газовая среда в замкнутом объёме герметической кабины КА. Оптимальной для человека является А. к., полностью соответствующая по физ. свойствам и хим. составу земной атмосфере. Однако возможны значит. отклонения физ. свойств и хим. состава А. к. от земной атмосферы. А. к. может быть одногазовой, состоящей из газообразного кислорода при давлении от 0,033 до 0,056 МПа, или многогазовой — из неск. газов (O_2, N_2, CO_2 и др.). Преимущества одногазовой А. к.— нек-рое снижение вероятности появления декомпрессионных расстройств и уменьшение эффекта разгерметизации кабины при выходе космонавтов в космич. пространство или на поверхность др. небесного тела, возможность снижения массы оболочки КК. При использовании одногазовой А. к. необходимо снижение общего барометрич. давления по сравнению с земной атмосферой и повышение парциального давления кислорода (см. *Кислород медицинский*). Использование одногазовой А. к. сопряжено с повышенной пожарной опасностью; 27.1.1967 в США при тренировке в КК «Аполлон» вследствие пожара погибли три космонавта (В. Гриссом, Э. Уайт, Р. Чаффи). Кроме того, при одногазовой А. к. усложняется система терморегулирования. При длит. (более 2—3 нед) пребывании человека в одногазовой А. к. отмечаются нек-рые сдвиги в состоянии физиол. функций, снижающие устойчивость организма к действию факторов космич. полёта. Отсутствие газа-разбавителя в одногазовой А. к. увеличивает также вероятность появления ателектазов в плохо вентилируемых участках лёгочной ткани и может привести к развитию аэроотитов. Поэтому в длит. полёте использование одногазовой А. к. нежелательно. Одногазовая А. к. использовалась только на амер. КК «Меркурий», «Джемини» и «Аполлон»; на орбит. станции «Скайлэб» и МТКК «Спейс шаттл» осуществлён переход к двухгазовой кислородно-азотной атмосфере.

Ряд преимуществ имеет многогазовая А. к. при нормальном барометрич. давлении. Допустимые колебания общего барометрич. давления в кабине лежат в пределах 0,04—0,12 МПа; при этом парциальное давление кислорода должно составлять 0,02—0,04 МПа. Понижение его ниже 0,02 МПа может привести к появлению признаков кислородного голодания организма, снижению его сопротивляемости неблагоприятному воздействию факторов космич. полёта и понижению работоспособности. При парциальном давлении кислорода св. 0,04 МПа в длительном полёте могут наступить значит. изменения в работе органов дыхания, сердечно-сосудистой системы и кроветворных органов, что также снизит сопротивляемость организма. Для обеспечения норм. самочувствия человека парциальное давление CO_2 не должно превышать 0,0013 МПа (при норм. барометрич. давлении), концентрация CO_2— не выше 1%, большее содержание CO_2 вызовет отрицат. реакции организма (одышку, учащение дыхания, чувство тяжести, иногда головную боль). При 3% CO_2 в А. к. появляется общая слабость, усиливается головная боль, учащается пульс, повышается артериальное давление, резко падает работоспособность. Оптимальная концентрация азота в А. к.— ок. 78% (по объёму), парциальное давление 0,0785 МПа. Азот необходим для нормального протекания жизненно важных процессов в организме. Поэтому на сов. КК «Восток», «Восход», «Союз» и орбит. станциях «Салют» применяется многогазовая атмосфера.

Рассматривался также вопрос о возможности замены азота др. инертным газом, напр. гелием. Он в 7 раз легче азота и имеет бо́льшую теплопроводность, что позволяет повысить темп-ру в кабине и снизить мощность системы терморегулирования. Однако гелий имеет меньшую вязкость, бо́льшую текучесть, что усложняет предупреждение утечек газа из кабины. Возможность кратковременного (до 10 сут) пребывания человека в А. к. с гелием (вернее, с гелием и кислородом) доказана экспериментально. Опасность появления декомпрессионных расстройств при снижении давления в кабине в этом случае уменьшается, легче переносится повышенная темп-ра А. к. Однако применение гелия влечёт за собой сужение границ терморегулирования, искажение голоса. Атмосфера с гелием на КК не применялась.

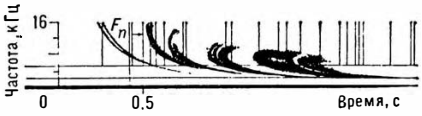
В А. к. должна поддерживаться относит. влажность в пределах 30—70% при темп-ре (20 ± 2) °С, скорость перемещения газовых потоков — не более 0,2 м/с, скорость изменения давления при регулировании — не более 170 Па/с, отношение числа положит. ионов к числу отрицательных — 0,7—0,8. Все физ. свойства А. к. и её хим. состав поддерживаются с помощью *системы жизнеобеспечения*.

АТМОСФЕ́РИКИ — электромагнитные сигналы, распространяющиеся в волноводе Земля — *ионосфера*, источником к-рых являются грозовые разряды. В ряде случаев А. выходят за пределы волновода, образуя *атмосферики свистящие*. А. состоит из 2 частей: высокочастотной, формируемой волнами с частотами 1—50 кГц, и низкочастотной, или т. н. хвоста, с частотами 10 Гц — 1 кГц. Высокочастотная часть А. преим. (в 70% случаев) представляет собой квазипериодич. колебания с увеличивающимся периодом (600—1000 мкс). Хвосты А. имеют длительность от 6—8 до неск. десятков мс, состоят из 2 или 3 полупериодов и наблюдаются примерно в 30% случаев. Спектр А. имеет соответственно 2 максимума в окрестности частот 70—150 Гц и 6—10 кГц. А. широко используются для изучения распространения низкочастотных и сверхнизкочастотных радиоволн около Земли. Регистрация А. на фиксированных частотах даёт сведения об интенсивности атмосферных радиопомех.



Осциллограмма атмосферика: а — высокочастотная часть; б — хвост

АТМОСФЕ́РИКИ СВИСТЯ́ЩИЕ — *атмосферики*, к-рые из-за крутого падения на ионосферу не захватываются волноводом и, распространяясь вдоль силовых линий геомагнитного поля, попадают в др. полушарие, где обнаруживаются в радиоприёмных устройствах в виде характерных свистов. Вследствие значит. дисперсии скоростей электромагнитных волн в ионосфере А. с. расплывается, длительность его становится равной 1—3 с и более; первоначально приходят волны т. н. носовой частоты, позднее — волны более высоких и низких частот (см. рис.). Характер спектра А. с. опре-



деляется напряжённостью магнитного поля и концентрацией электронов и ионов вдоль траектории; спектр охватывает частоты от сотен Гц до 20—30 кГц.

Анализ свойств А. с. позволяет установить распределение концентрации электронов до выс. 20—30 тыс. км; с их помощью был обнаружен резкий излом (т. н. колено) в этом распределении на выс. 12—22 тыс. км, а также искажение структуры магнитного поля во внеш. ионосфере во время геомагнитных бурь. С помощью ИСЗ были обнаружены низкочастотные ветви спектра А. с. (ионные А. с.) на частотах меньше 400—500 Гц, по к-рым определяются относит. концентрации ионов и электронов, а также др. параметры ионосферы.

АТМОСФЕ́РЫ ОДНОРО́ДНОЙ ВЫСОТА́ — толщина H слоя атмосферы на заданном уровне h, к-рую имела бы лежащая выше h часть атмосферы, если бы её давление (или плотность) было бы постоянно и равно давлению (плотности) атмосферы на высоте h. Изменение давления (плотности) с высотой описывается барометрич. формулой — экспоненциальной зависимостью, в которой А. о. в. H является параметром, указывающим, что на интервале высот, равном H, давление (плотность) атмосферы изменяется в e (~2,7) раз. Поэтому часто величину H наз. шкалой высот. Чем больше А. о. в. H, тем медленнее изменяется с высотой давление (плотность). Величина $H = \frac{R \cdot T}{M \cdot g}$, где T — темп-ра, M — ср. мол. масса, g — ускорение свободного падения, R — газовая постоянная. В пределах первых 100 км А. о. в.

(H = 7990 м) меняется прежде всего за счёт изменения темп-ры по высоте, а выше *турбопаузы* быстро увеличивается за счёт уменьшения M и g и роста T. На выс. ок. 1000 км $H \approx 300$ км. Поскольку темп-ра и ср. мол. масса существенно зависят от притока энергии в атмосферу, то выше 200 км А. о. в. претерпевает значит. вариации в зависимости от фазы цикла солнечной активности и времени суток.

АТМОСФЕ́РЫ ПЛАНЕ́Т — внешние газовые оболочки планет. Все планеты Солнечной системы за исключением практически Меркурия имеют атмосферы, различающиеся хим. составом, массой, распределением темп-р, что определяется условиями образования планет и их дальнейшей эволюцией, расстоянием от Солнца и т. п. В зависимости от массы А. п. разделяются на две группы. К первой относятся планеты земной группы со сравнительно тонкими атмосферами: Венера, Земля и Марс. Ко второй — планеты-гиганты с массивными атмосферами: Юпитер, Сатурн, Уран и Нептун. В ряде случаев (наиболее вероятно у Юпитера), вследствие термодинамич. условий, в недрах планет нет резкого перехода между газообразной и жидкой фазами, а в качестве твёрдой фазы может существовать лишь металлич. водород. Вопрос о существовании и характере ниж. границы атмосферы для больших планет пока разработан недостаточно. Можно лишь утверждать, что давление в глубинах атмосфер достигает 100 ГПа или ещё больших значений. Планеты земной группы имеют твёрдые поверхности, атмосферное давление на к-рых известно с разл. степенью точности. При локальных измерениях давления (прямые измерения в атмосфере планеты, радиозатменный метод), вследствие ошибок самого метода и незнания глобального рельефа, пока неизвестен средний уровень поверхности, что не даёт возможности с достаточной точностью судить о полной массе атмосферы (т. е. о ср. давлении). Давление на поверхности Марса согласно данным КА меняется в разных местах от 0,18 до 1 кПа; аналогичные оценки дают и спектроскопич. измерения. За ср. давление на поверхности Марса условно принято 0,61 кПа — давление в тройной точке фазовых переходов воды. На поверхности Венеры согласно измерениям КА «Венера-8» в месте её посадки давление равно (9 ± 0,15) МПа; подобные же результаты получены КА «Венера-10, -11». На Меркурии атмосфера практически отсутствует; давление на поверхности планеты по данным измерений КА «Маринер-10» оценивается в $2 \cdot 10^{-10}$ Па.

По хим. составу А. п. разделяются на те же две группы. Планеты-гиганты Юпитер и Сатурн в значит. мере сохранили свои первоначальные атмосферы, состоящие в осн. из мол. водорода и гелия. Планеты земной группы утеряли в результате *диссипации* древние атмосферы на ранних стадиях своего развития, и нынешние атмосферы — продукт их геологич. (в случае Земли — и биологич.) эволюции. Осн. компонент атмосфер Венеры и Марса — углекислый газ (на Земле он находится гл. обр. в осадочных породах). Малые примеси др. газов важны с точки зрения возможности их конденсации, т. е. образования облаков, и их поглощающих свойств в ИК обл. спектра, что обеспечивает парниковый эффект — превышение темп-ры у поверхности планеты над эффективной температурой уходящего в космос теплового излучения планеты. На Юпитере верхний облачный покров состоит из частиц кристаллич. аммиака, на Венере с большой вероятностью частицы диам. 2—3 мкм являются каплями концентриров. (75—80%) серной кислоты, а более крупные (5—8 мкм) — кристаллами солей соляной кислоты. Возможно существование и др. более низких слоёв конденсации на этих планетах. На Марсе, где воды в атмосфере очень мало, её конденсация или возгонка должны приводить к образованию слабой дымки вечером и утром. С КА «Маринер-9» над нек-рыми участками поверхности Марса наблюдались и более плотные облака, состоящие из водяного пара, возможно, вулканич. происхождения. Вследствие низкой темп-ры в стратосфере Марса там может происходить конденсация углекислого газа, но оптич. толщина этих слоёв мала и они видны лишь у края планеты, если смотреть на неё с близкого расстояния из космоса. Эти облака более плотные над зимней полярной шапкой Марса.

На поверхности Марса темп-ра в среднем близка к темп-ре уходящего теплового излучения (~218 К в среднем для планеты) вследствие тонкости атмосферы и плохих её парниковых свойств. Толстая атмосфера Венеры создаёт мощный парниковый эффект, благодаря чему темп-ра на её поверхности более чем в три раза превышает темп-ру уходящего излучения (~230 К), достигая по данным КА серии «Венера» (743 ± 8) К.

Вертик. строение атмосфер, т. е. распределение по высоте плотности, темп-ры и хим. состава, имеет общие черты. Оно определяется кол-вом приходящей от Солнца радиации, хим. составом и массой атмосферы. Можно выделить верх. атмосферу, где поглощается осн. часть УФ излучения Солнца и идут разнообразные реакции, определяющие распределение темп-ры и хим. состава. Выше *турбопаузы* начинается разделение газов по высоте, т. е. каждый газ имеет шкалу высот (см. *Атмосферы однородной высота*) согласно своей мол. массе. Ниже турбопаузы идут *мезосфера* и *стратосфера*. Последняя находится в общем в радиац. равновесии с лежащей ниже *тропосферой*, к-рая характеризуется ростом темп-ры с глубиной. Этот рост определяется поглощением видимого излучения Солнца и лимитируется конвективными процессами.

Поступление радиации к сферич. атмосфере неравномерно на разных широтах, т. е. неравномерен и её разогрев. В результате в атмосфере возникают движения — ветры, переносящие теплоту из более нагретых областей в менее нагретые. Горизонтальное распределение темп-р тесно связано с ветрами и определяется вместе с ними кол-вом поступающей к атмосфере энергии, т. е. расстоянием планеты от Солнца и её *альбедо*, массой атмосферы, её хим. составом, определяющим тепловые и оптич. свойства атмосферы, скоростью собств. вращения планеты. Последняя определяет суточный ход темп-ры и значение силы Кориолиса, к-рая решающим образом влияет на структуру общей циркуляции атмосферы, а тем самым и на перенос теплоты в планетной атмосфере. Наклон оси вращения планеты к плоскости её обращения вокруг Солнца определяет сезонный ход темп-ры. В распределении темп-ры по горизонтали в осн. толще атмосферы и на её поверхности наиболее существенна её масса. В плотной атмосфере Венеры температурные контрасты — порядка одного или неск. кельвинов. В тонкой атмосфере Марса суточные колебания темп-ры и разница темп-р между экватором и зимним полюсом ~100 К, причём в зимней полярной обл. темп-ра падала бы ещё ниже, если бы при 143 К не начиналась конденсация углекислого газа в зимнюю полярную шапку. Выделяющаяся теплота конденсации не даёт темп-ре атмосферы (и поверхности) падать ещё ниже. Масса углекислого газа в полярных шапках Марса порядка 20% массы всей атмосферы планеты. В тепловом режиме атмосфер планет-гигантов, к-рые вращаются достаточно быстро, важную роль играют внутренние источники теплоты, мощность к-рых (напр., для Юпитера) превышает поступающий к нему поток солнечной энергии. См. также статьи о соответствующих планетах.

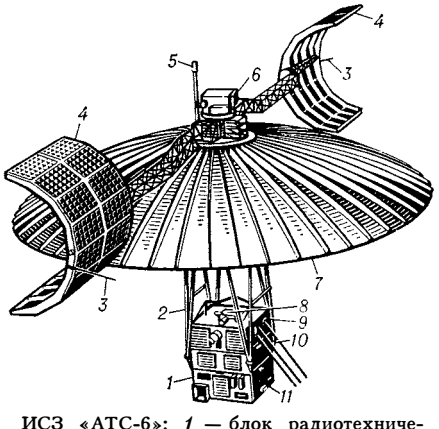
Г. С. Голицын.

АТОМА́РНОЕ РАКЕ́ТНОЕ ТО́ПЛИВО — гипотетическое химическое *метастабильное ракетное топливо*, состоящее из *радикалов свободных* в виде свободных атомов (напр., атомарный водород H, атомарный кислород O, атомарный азот N и др.), при рекомбинации к-рых в молекулы выделяется большое кол-во теплоты (напр., при рекомбинации атомов водорода $H + H \rightarrow H_2$ выделяется 214 МДж/кг — наибольшее кол-во теплоты среди всех известных хим. реакций). Попытки разработать методы получения стабильного конденсированного А. р. т., хотя бы в виде примеси с достаточной концентрацией, не увенчались успехом.

А́ТОМНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — то же, что *ядерный ракетный двигатель*.

«АТС» (англ. ATS, сокр. от Application Technology Satellite — спутник для отработки прикладной техники) — наименование серии американских ИСЗ для испытаний и отработки оборудования перспективных связных, метеорологических и навигационных ИСЗ, а также для изучения проблем, связанных с созданием и эксплуатацией систем таких ИСЗ.

Масса ИСЗ «АТС» первого поколения («АТС-1—5») 350—390 кг (не считая массы топлива бортового РДТТ, уста-



ИСЗ «АТС-6»: *1* — блок радиотехнической аппаратуры; *2* — ферма; *3* — антенна метрового диапазона; *4* — панель солнечных батарей; *5* — магнитометр; *6* — блок научной аппаратуры; *7* — параболический отражатель остронаправленной антенны; *8* — фидерные устройства; *9* — подблок связи; *10* — агрегатный подблок; *11* — подблок оборудования

новл. на нек-рых ИСЗ). Корпус — цилиндр выс. до 3,3 м и диам. 1,5 м. Электропитание от СБ и двух никель-кадмиевых батарей. Стабилизация вращением (100 об/мин) или гравитац. система ориентации и стабилизации. Для вывода в расчётную точку стационарной орбиты и коррекции этой орбиты служат микродвигатели, работающие на продуктах разложения гидразина или перекиси водорода. В состав полезного груза входят ретрансляторы миллиметрового, сантиметрового и метрового диапазонов, ТВ камеры для получения цветных и чёрно-белых изображений облачного покрова (разрешающая способность при съёмке со стационарной орбиты до 3,5 км), экспериментальные ЭРД тягой до 2 мН и цезиевые ионные двигатели тягой 20—90 мкН, комплект оборудования навигац. системы «Омега», автономная астрономич. система траекторных измерений и пр.

Масса ИСЗ «АТС» второго поколения («АТС-6») ~1400 кг, выс. 8,2 м, макс. поперечный размер 1,37 м, размах панелей СБ 15,8 м. ИСЗ состоит из двух блоков, связанных ферменной конструкцией. К одному из блоков крепится развёртывающаяся в космосе параболич. антенна диам. 9 м. Электропитание (470 Вт) от полуцилиндрич. панелей СБ (~21 600 элементов) и аккумуляторных батарей. Система трёхосной ориентации (погрешность 0,01—0,1°) использует солнечные датчики, гироскопы, датчики направления на Землю, датчик Полярной звезды и интерферометрич. оборудование, а в качестве исполнит. органов три маховика и микродвигателя тягой по 0,45 Н, работающие на продуктах разложения гидразина. Двигатели служат также для вывода ИСЗ в заданную точку стационарной орбиты и коррекции этой орбиты. В состав полезного груза входят радиооборудование для экспериментов по непосредств. ТВ вещанию, ретрансляции на Землю информации от других ИСЗ, связи наземных станций с самолётами и судами и их навигационного обеспечения, средства для метеорологических наблюдений со стационарной орбиты, приборы для исследования физических параметров околоземного пространства на высоте стационарной орбиты и т. д. «АТС-6» проработал 5 лет (до 30.6.1979). Он использовался, в частности, в эксперименте по непосредственному ТВ вещанию на коллективные приёмники в сельских населённых пунктах Индии (см. *Космическая программа Индии*). Сведения о запусках ИСЗ «АТС» см. в приложении III.

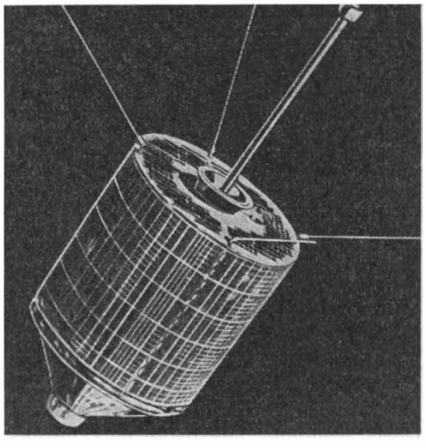
Д. Ю. Гольдовский.

АУТОИНФЕ́КЦИЯ (от греч. autós — сам и позднелат. infectio — заражение) — самозаражение организма, т. е. инфекционный процесс, вызванный непатогенной в обычных условиях бактериальной флорой, постоянно присутствующей в нек-рых полостях, на покровных тканях и слизистых оболочках организма. Болезнетворность микрофлоры человека может усиливаться под влиянием колебания резистентности и иммунореактивности организма, что учитывается авиац. и космич. медициной. Длит. пребывание человека в кабине КК может сопровождаться снижением иммунореактивности космонавтов, что, в свою очередь, может привести к увеличению кол-ва патогенных форм микробов на покровных тканях и вызвать фурункулы, абсцессы и др. См. *Космические микробиология и иммунология.*

АФЕ́ЛИЙ (от греч. аро — приставка, означающая удаление, и hḗlios — Солнце) — наиболее удалённая от центра Солнца точка орбиты КА, планеты или др. КО, движение к-рого рассматривается относительно Солнца.

АФЕЛИ́ЙНОЕ РАССТОЯ́НИЕ — удаление *афелия* от центра Солнца.

«АЦУ́Р» (нем. Azur, букв.— лазурь)— наименование западногерманского научного ИСЗ для изучения энергетического спектра и пространственного распределения протонов и электронов в поясе радиации, полярных сияний и корпускулярного излучения Солнца. Масса 71,2 кг. Корпус (дл. 1,22 м, диам. 0,76 м) — цилиндр, переходящий в конус. Электропитание (~25 Вт) от СБ. Используется магнитная система ориентации. Телеметрич. передатчики работают



ИСЗ «Ацур»

на частоте 136 МГц (0,5 Вт). В состав науч. аппаратуры входят индукц. магнитометр, комплект детекторов для регистрации электронов, протонов и альфа-частиц, фотометр и др. ИСЗ «А.» выведен амер. РН «Скаут» 8.11.1969 на орбиту с выс. в перигее 384 км, выс. в апогее 3146 км, наклонением 102°; период обращения 122 мин.

АШМ-7 (НМ-7) — ЖРД, разработанный в 1973—79 французской фирмой «Сосьете эропеэн де пропюльсьон» (Société Européenne de Propulsion) совместно с западногерм. фирмой «Мессершмитт-Бёльков-Блом» (Messerschmitt-Bölkow-Blohm) (разработчик и изготовитель камеры) для 3-й ступени РН *«Ариан»*. Топливо двухкомпонентное (окислитель — жидкий кислород, горючее — жидкий водород) с соотношением компонентов 4,5; тяга в пустоте 60 кН, удельный импульс в пустоте 4323 м/с, масса конструкции 150 кг, выс. 1,71 м, диам. 1,06 м, время работы 545 с. ЖРД содержит камеру, ТНА, газогенератор (ГГ), агрегаты автоматики.

Камера работает при давлении 3,05 МПа. Она имеет разъёмную конструкцию, состоящую из смесит. головки и 2 частей корпуса, состыкованных в обл. приёмного коллектора горючего, в сечении сопла с геометрич. степенью расширения 7 (полная степень расширения сопла 63,5). Смесит. головка содержит 90 форсунок, располож. пятью концентрич. рядами; в центре предусмотрено гнездо под установку пиротехнич. зажигательного устройства. Нач. участок корпуса образован внутр. медной и внеш. никелевой стенками. 95% горючего из приёмного коллектора камеры распределяется по каналам между стенками и после охлаждения конструкции превращается в газ, к-рый поступает затем в зону горения — через форсунки и частично через пористое огневое днище смесит. головки. Небольшая часть газа отбирается на рулевые сопла, управляющие креном ракетной ступени, и на наддув бака горючего (перед поступлением в бак газ смешивается с жидким горючим). 5% горючего из приёмного коллектора расходуется на охлаждение выходного участка сопла. ТНА содержит 2 шнеко-центробежных насоса и двухступенчатую реактивную турбину, расположенные на двух параллельных валах: на одном — насос горючего с турбиной, на другом — насос окислителя. Частота вращения первого вала ~ 1000 $с^{-1}$, второго (приводимого во вращение через шестерённый редуктор) в 4,7 раза меньше. Мощность ТНА ~420 кВт. Газ для привода турбины ТНА вырабатывается в ГГ при сжигании небольшой части топлива (~1,8%) с избытком горючего (соотношение компонентов 0,9). После турбины отработанный газ выбрасывается через расширяющееся сопло, создающее тягу ~0,7 кН. Перед поступлением в сопло газ пропускается через теплообменник, где нагревает газообразный ге-

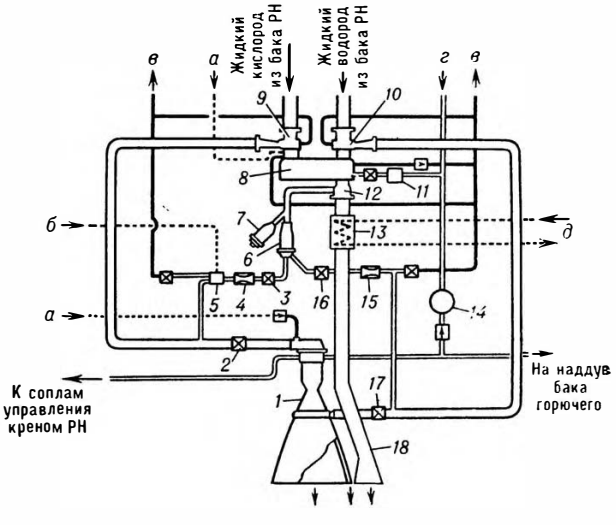


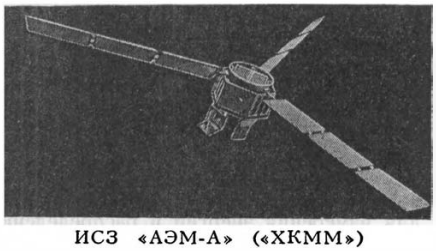
Схема ЖРД АшМ-7: *1* — камера; *2, 17* — главные пуско-отсечные клапаны; *3, 16* — отсечные клапаны; *4, 15* — кавитирующие сопла Вентури; *5* — редуктор окислителя; *6* — газогенератор; *7* — пороховой стартёр; *8* — шестерённый редуктор; *9, 10* — насосы; *11* — устройство для охлаждения и смазки редуктора; *12* — турбина; *13* — теплообменник; *14* — баллон газообразного водорода; *18* — выпускное сопло турбины; *а* — гелий для продувки; *б* — гелий для управления редуктором; *в* — дренаж топлива при захолаживании двигательной установки; *г* — газообразный водород для заправки баллона; *д* — гелий для наддува бака окислителя и управления автоматикой двигательной установки

лий, использующийся для наддува бака окислителя и управления автоматикой ДУ. С целью поддержания пост. тяги ЖРД в питающих магистралях ГГ установлены кавитирующие сопла Вентури и, кроме того, редуктор окислителя с пневматич. (сжатым гелием) управлением. Нач. раскрутка ТНА производится газами порохового стартёра (работающего 1 с), к-рые обеспечивают также зажигание топлива в ГГ. Двигатель запускается после разделения ступеней РН при работающих вспомогат. РДТТ, к-рые создают перегрузку, исключающую перемешивание топлива в баках ДУ с газом наддува.

АшМ-7 устанавливается на РН в карданном подвесе, к-рый обеспечивает поворот ЖРД на угол ±3°; этим достигается управление полётом ракетной ступени по тангажу и курсу (поворот ЖРД осуществляется 2 гидроприводами).

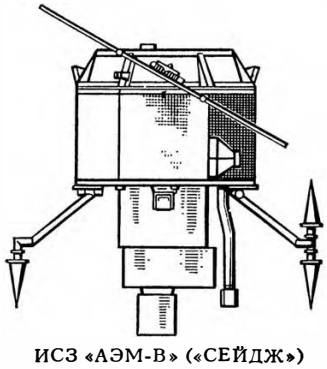
В. И. Прищепа.

«АЭМ» (англ. AEM, сокр. от Applications Explorer Mission — полёты «Эксплореров» прикладного назначения) — наименование серии малых американских ИСЗ хозяйственно-прикладного назначения, использующих стандартизированное служебное оборудование. На орбиты выведены ИСЗ «А.-А» (или «ХКММ»), «А.-В» (или «СЕЙДЖ») и «А.-С» (или «Магсат»). Разрабатывается ИСЗ «А.-D» (или «ЕРБЕ»).



ИСЗ «АЭМ-А» («ХКММ»)

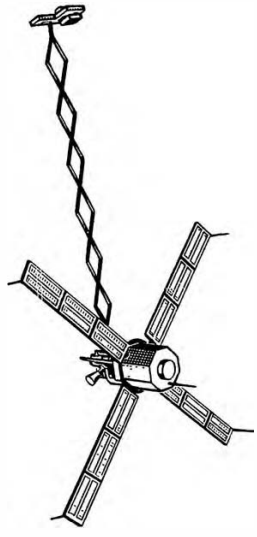
ИСЗ «А.-А» предназначен для картирования Земли в ИК лучах, в частности, с целью измерения тепловой инерции для определения характера и строения геологич. пород, что важно, напр., для разведки полезных ископаемых, планирования дорожного и гидротехнич. стр-ва. Масса ИСЗ 135 кг. Осн. прибор — радиометр, работающий в диапазонах длин волн 0,5—11 и 10,5—12,5 мкм. Пространств. разрешение в надире при измерениях с номин. орбиты (круговая выс.



ИСЗ «АЭМ-В» («СЕЙДЖ»)

620 км) 600 × 600 м. Ширина просматриваемой полосы 700 км. ИСЗ «А.-А» выведен 26.4.1978 РН «Скаут» на солнечно-синхронную орбиту с выс. в перигее 578 км, выс. в апогее 662 км, наклонением 97,7°; период обращения 96,8 мин.

ИСЗ «А.-В» предназначен для изучения аэрозольных и газовых загрязнений, а также содержания озона в атмосфере. Масса ИСЗ 147 кг. Осн. прибор — четырёхканальный фотометр, использующий



ИСЗ «АЭМ-С» («Магсат»)

сканирующее зеркало, телескоп, построенный по схеме Кассегрена, и 4 детектора на кремниевых фотодиодах. Фотометр регистрирует излучение с длиной волны 0,385; 0,45; 0,6; 1,0 мкм; поле зрения 0,15 мрад, разрешение по высоте 1 км. ИСЗ «А.-В» выведен 18.2. 1979 РН «Скаут» на орбиту с выс. в перигее 555 км, выс. в апогее 655 км, наклонением 54,9°; период обращения 96,9 мин.

ИСЗ «А.-С» предназначен для регистрации глобальных изменений в характеристиках магнитного поля Земли, построения глобальной его модели и составления карты магнитных аномалий земной коры с пространств. разрешением 350 км. Это позволит произвести коррекцию глобальных и региональных магнитных карт и будет использоваться при геологич. разведке на минеральное сырьё и нефть. Масса ИСЗ «А.-С» 182 кг. Осн. приборы — скалярный и векторный магнитометры, вынесенные на 6-метровой штанге. Предусмотрены камеры звёздной ориентации для точной привязки магнитометров. ИСЗ «А.-С» выведен РН «Скаут» 30.10.1979 на орбиту с выс. в перигее 351 км, выс. в апогее 578 км, наклонением 96°; период обращения 94 мин.

ИСЗ «А.-D» предназначен для измерения потока солнечного излучения, собств. излучения Земли и её *альбедо*. Эти измерения, как надеются, позволят повысить точность долгосрочных прогнозов погоды, а также уяснить нек-рые тенденции климатич. изменений.

Стандартный отсек служебного оборудования для ИСЗ «А.» имеет массу 90 кг, корпус — 6-гранная призма выс. 0,64 м с поперечным размером 0,69 м. Электропитание от СБ. Общая площадь панелей 2,2 м², вырабатываемая мощность в конце расчётного периода активного существования ИСЗ (св. 1 года) 180 Вт. В системе трёхосной ориентации используются маховик и индукц. катушки. В отсеке размещается также оборудование телеметрич. и командной систем.

«АЭРОБИ» (англ. Aerobee, букв.— воздушная пчела) — наименование американской высотной исследовательской ракеты. Разработана в лаборатории прикладной физики Ун-та Дж. Хопкинса; изготовлена фирмами «Аэроджет» (Aerojet) и «Дуглас эркрафт» (Douglas Aircraft). Первый запуск 24.11.1947. Стартовая масса 7560 кг, дл. 5,7 м (без ускорителя), диам. 0,38 м. Масса полезного груза 68 кг, макс. выс. полёта 111 км. Горючее — смесь анилина с фурфуриловым спиртом, окислитель — азотная кислота. В «А.» была использована компоновочная схема ракеты *«ВАК-Корпорал»*. Приборы располагались в головном отсеке вместе с телеметрич. аппаратурой и источниками питания. Ракета снабжалась счётчиками для регистрации космич. лучей и миниатюрным протонным магнитометром для измерения напряжённости магнитного поля Земли. «А.» имеет неск. модификаций (различная мощность ДУ и высота подъёма при массе поднимаемого полезного груза 45—113 кг). С 2.5.1956 проводились запуски более совершенной ракеты «А.-Хи» («Aerobee-Hi»). В одном из полётов была достигнута выс. 262 км (29.6.1956). С космодрома Уоллопс 5.2.1961 был осуществлён запуск ракеты «А.-150А», в носовом корпусе к-рой устанавливался сосуд, частично заполненный жидким водородом. Это первый запуск для исследования поведения жидкого водорода в состоянии невесомости. Ракета поднялась на выс. 151 км и развила макс. скорость 1,6 км/с. Полезный груз (137 кг) включал также приборы для измерения коэф. теплопередачи водорода, телеметрич. аппаратуру, а также камеру для непрерывного фотографирования сосуда с водородом. Результаты испытаний были использованы при разработке ракет «Атлас-Центавр» и «Сатурн», а также для разработки ЯРД. «А.» запускалась на магнитном экваторе с целью исследования явлений, связанных с магнитным полем Земли и космич. излучением. Использовалась также для мед. исследований с обезьянами и мышами. «А.» широко применяется при исследованиях верхних слоёв атмосферы.

АЭРОДИНАМИ́ЧЕСКАЯ УСТО́ЙЧИВОСТЬ — способность ЛА (напр., ракеты) или спускаемого аппарата, движущегося в атмосфере, восстанавливать в полёте своё первоначальное положение в пространстве (по отношению к вектору скорости) под действием аэродинамических сил. А. у. имеет место в том случае, когда точка приложения равнодействующей аэродинамич. сил (т. н. центр давления) находится сзади центра масс ЛА. Расстояние между центром масс и центром давления, определяемое обычно в % от общей длины аппарата по продольной оси, характеризует запас статич. устойчивости. Динамич. устойчивость обеспечивается демпфирующими свойствами аппарата, определяемыми аэродинамич. характеристиками, связанными с его формой и балансировкой.

АЭРОДИНАМИ́ЧЕСКИЕ НАГРУ́ЗКИ — нагрузки на элементы конструкции ЛА (напр., ракеты) или спускаемого аппарата, возникающие в результате воздействия аэродинамических сил при движении в атмосфере. Аэродинамич. силы проявляются в виде распределённых сил давления и сил трения. При полёте ракеты на *активном участке* А. н. сначала возрастают по мере набора скорости и, достигнув нек-рого макс. значения (обычно на выс. 10—12 км), умень-

шаются практически до нуля после выхода ракеты из плотных слоёв атмосферы. Для спускаемого аппарата макс. А. н. проявляются при вхождении в плотные слои атмосферы на выс. неск. десятков км. А. н., как правило, сопровождаются аэродинамич. нагревом элементов конструкции.

АЭРОДИНАМИ́ЧЕСКИЙ МОМЕ́НТ — момент, действующий на ЛА или спускаемый аппарат, движущийся в атмосфере, в результате чего его продольная ось занимает определённое положение по отношению к встречному газовому потоку. *Угол атаки* спускаемого аппарата в этом положении наз. углом его аэродинамич. балансировки и выбирается исходя из требуемого значения *подъёмной силы*.

АЭРОДИНАМИ́ЧЕСКИЙ СПУСК — полёт КА, снижающегося в атмосфере перед посадкой на поверхность небесного тела, с использованием аэродинамических сопротивления и подъёмной силы (см. *Спуск с торможением атмосферой* и *Планирующий спуск*).

АЭРОДИНАМИ́ЧЕСКОЕ КА́ЧЕСТВО — отношение *подъёмной силы* к силе *лобового сопротивления* ЛА. Лётные характеристики КА, определяющие его манёвренные способности в плоскости траектории и вне этой плоскости, являются непосредств. функциями его А. к. Пилотируемые возвращаемые ЛА по значению А. к. можно условно классифицировать на след. группы: баллистич. аппараты; аппараты малого А. к. (симметричные и несимметричные); аппараты среднего А. к. (с несущим корпусом); крылатые аппараты; тела большого удлинения с большим А. к. Напр., КК «Восток», «Восход» относятся к баллистич. типу; они имеют форму, близкую к оптимальной с точки зрения объёмного заполнения (их А. к. близко к нулю). КК «Союз», «Джемини» и «Аполлон» относятся к типу симметричных аппаратов малого качества (их А. к. 0,3; 0,3; 0,28—0,4 соответственно). ЛА со средним А. к. имеют хорошее объёмное заполнение и создают достаточную подъёмную силу на дозвуковых скоростях, к-рая обеспечивает посадку в горизонтальном положении. Эти ЛА могут применяться в качестве трансп. КК (напр., «Спейс шаттл») для доставки космонавтов и грузов на орбит. станции и возвращения их на Землю.

АЭРОДИНАМИ́ЧЕСКОЕ СОПРОТИВЛЕ́НИЕ — сила, действующая на тело при его движении в воздухе или другом газе и тормозящая движение этого тела. Значение А. с. пропорционально скоростному напору, площади поперечного сечения тела и коэф. аэродинамич. сопротивления, зависящему от формы тела, *Маха числа* и *угла атаки*.

АЭРОЗИ́Н-50 — смесь из 50% (по массе) *диметилгидразина несимметричного* и 50% *гидразина*; высококипящее смесевое горючее для ЖРД. Бесцветная жидкость с характерным «аммиачным» запахом. Плотн. 899 кг/м³ (при 20 °С), $t_{кип} \approx 70$ °С, $t_{пл} \approx -7{,}3$ °С. Токсичен. Устойчив при хранении в герметичной таре, стоек к удару. Горючее неагрессивно по отношению к алюминию и нержавеющим сталям. Применяется в США с окислителями на основе азотной кислоты или с четырёхокисью азота (на РН «Титан-2» и КК «Аполлон») как самовоспламеняющееся топливо.

АЭРОЗО́ЛИ (от греч. aḗr — воздух и нем. Sol — золь, коллоидный раствор) — системы, состоящие из твёрдых или жидких частиц, взвешенных в газообразной среде. В атмосфере Земли содержатся А. из воды, хим. и радиоактивных веществ, микроорганизмов и т. п. В атмосфере кабин космич. кораблей А. могут образовываться в результате жизнедеятельности организмов, повреждений покрытий внутри кабины, поверхности скафандра, одежды космонавта, а также работы СЖО. В условиях невесомости возможно накопление разл. А. Длительное воздействие А. на организм космонавтов может оказаться вредным. Поэтому принимаются меры по снижению концентрации вредных А. в *атмосфере кабины* КК.

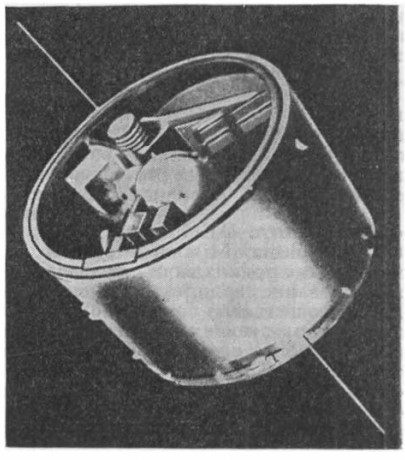
АЭРОИОНИЗА́ТОР — прибор для ионизации воздуха. Различают А. радиоактивные, коронные, эффлювиальные, термические и др. В радиоактивных А. используется альфа-, бета- или гамма-излучение радиоактивных веществ, в коронных и эффлювиальных — разл виды электрич. разрядов с острия игл, в термических — явление термоэмиссии ионов и электронов с поверхности нагретых металлов. А. применяется для создания необходимой концентрации ионов в замкнутом герметич. пространстве в системах регулирования ионного состава *атмосферы кабины* КК.

АЭРОИОНИМЕ́ТР, ониметр — прибор для измерения концентрации ионов в воздухе. Различают А. для измерения концентрации лёгких и тяжёлых ионов. А. используют в качестве датчиков в системах регулирования ионного состава *атмосферы кабины* КК.

АЭРОПЛАНКТО́Н БАКТЕРИА́ЛЬНЫЙ в атмосфере кабины КК — совокупность условно патогенных и сапрофитных микроорганизмов. Т. к. источником увеличения микрофлоры в кабине является человек, то по микробному составу А. б. идентичен микрофлоре человека, его покровов и нек-рых полостей. Известные трудности в поддержании гигиенич. условий и нек-рые др. факторы космич. полёта приводят к увеличению концентрации А. б. в *атмосфере кабины* КК, а также к угнетению естеств. противомикробной резистентности организма; всё это способствует возрастанию опасности *аутоинфекций* или вызывает *аллергию*. Комплекс профилактич. мероприятий позволяет значительно снизить уровень микробной обсеменённости возд. среды герметично замкнутого помещения малого объёма при длит. (неск. месяцев) пребывании в нём людей.

АЭРОПО́НИКА (от греч. aḗr — воздух и pónos — работа), воздушная культура — выращивание растений без субстрата (почвы или её заменителей) с помощью распыления *питательного раствора* в зоне корнеобразования. Разработаны приёмы выращивания методом А. не только растений, у к-рых используются надземные части, но и корнеплодов. Преимущества А. в миним. расходе питат. раствора и в отсутствии субстрата, что снижает массу установок для выращивания растений. Это особенно важно при культивировании растений в *оранжереях космических* на КК, орбит. станциях и др. А. может найти применение при создании *замкнутых биотехнических систем*.

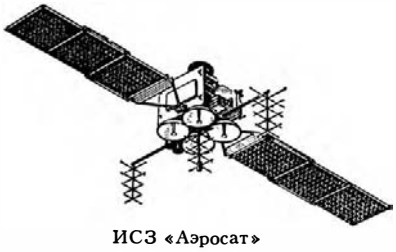
«А́ЭРОС» [нем. Aeros, от греч. aḗr (aḗros) — воздух] — наименование западногерманского ИСЗ для аэрономических исследований (исследований атмосферных процессов с точки зрения атомных и молекулярных взаимодействий и взаимодействия солнечного излучения с атомами и молекулами воздуха). Масса 127 кг. Корпус — цилиндр выс. 0,74 м и диам. 0,91 м. Электропитание (17 Вт) от СБ и аккумуляторной никель-кадмиевой батареи. Стабилизация вращением (10 об/мин). Заданную ориентацию оси вращения (на Солнце) обеспечивает магнитная система. Имеются два микродвигателя тягой по 14 Н (работают на продуктах разложения гидразина). к-рые



ИСЗ «Аэрос»

после 120—150 сут пребывания ИСЗ на орбите и снижения этой орбиты под влиянием аэродинамич. торможения возвращают ИСЗ на исходную орбиту. В состав науч. приборов ИСЗ входят масс-спектрометр для изучения хим. состава верхних слоёв атмосферы, анализатор (использующий принцип тормозящего поля) для измерения энергии и распределения ионов и электронов, зонд для измерения электронной концентрации в ионосфере, УФ спектрометр для регистрации излучения Солнца в диапазоне 15,5—106,2 нм и прибор для измерения темп-ры нейтральной составляющей атмосферы. ИСЗ «А.-1» выведен РН «Скаут» 16.12.1972 на орбиту с выс. в перигее 228 км, выс. в апогее 798 км, наклонением 97,3°; период обращения 95 мин; ИСЗ «А.-2» — 16.7.1974 на орбиту с выс. в перигее 221 км, выс. в апогее 879 км, наклонением 97,44°; период обращения 95,65 мин.

«АЭРОСА́Т» (англ. Aerosat, сокр. от Aeronautical Satellite — самолётный спутник) — наименование экспериментального ИСЗ для обслуживания самолётов



ИСЗ «Аэросат»

в Атлантической зоне. ИСЗ «А.» должны были создаваться по совм. программе США, *Европейского космического агентства* и Канады. Масса ИСЗ (по проекту) 870 кг. Электропитание (1,3 кВт) от СБ. Трёхосная система ориентации. Ретрансляторы должны были работать в *диапазоне радиочастот* L (~1,5 ГГц) для связи с самолётами и в диапазонах S и X

(4 и 6 ГГц) для связи с наземными станциями. Предусматривался вывод двух ИСЗ «А.» на стационарную орбиту над 15,5° з. д. и 39,5° з. д. (РН «Торад-Дельта»). Первый ИСЗ предполагали запустить в кон. 1979, однако из-за противодействия Конгресса США и амер. авиакомпаний от создания ИСЗ «А.» отказались.

«АЭРОСПА́ЙК» (англ. Aerospike, сокр. от Aerodynamic spike — аэродинамический штырь) — название *сопла с центральным телом* и экспериментальных ЖРД с этим соплом, разрабатываемых с 1966 американской фирмой «Рокетдайн» (Rocketdyne). В «А.» камера сгорания с горловиной сопла образованы набором одинаковых секций, соединённых с общим выходным участком сопла и питаемых от одного ТНА. Такая секционная камера технологична и удобна в отработке. Исследуются ЖРД типа «А.» с кольцевой (тороидальной) камерой сгорания и с линейной. Тягу линейного ЖРД можно варьировать, изменяя число секций в камере; установкой в ряд неск. линейных ЖРД (модулей) получают РД необходимой тяги. Такой «А.» хорошо сочетается с КА, корпус к-рого рассчитан на создание подъёмной силы. «А.» рассматривают как РД будущих КА, напр. одноступенчатых аппаратов многократного применения. На стендах испытано неск. экспериментальных ЖРД «А.» с использованием кислородно-водородного топлива: во 2-й пол. 60-х гг.— кольцевые «А.» тягой до 1,1 МН, в 1-й пол. 70-х гг.— кольцевой «А.» тягой 111 кН и линейный тягой 1,15 МН. Получен уд. импульс ЖРД 4460—4630 м/с при давлении в камере 7—8 МПа.

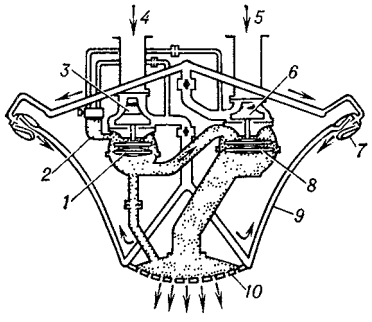
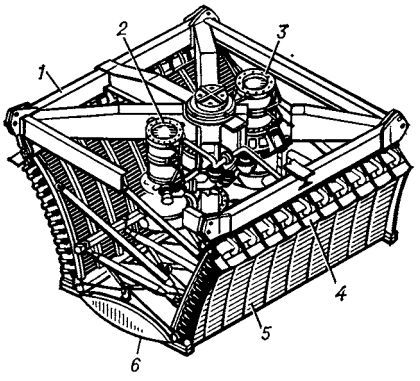


Схема ЖРД «Аэроспайк»: *1*, *8* — турбина; *2* — газогенератор; *3*, *6* — насосы; *4* — горючее (жидкий водород); *5* — окислитель (жидкий кислород); *7* — камера сгорания с участком сопла; *9* — выходной участок сопла; *10* — днище



Экспериментальный «линейный» ЖРД (тяга 1150 кН, высота 2,4 м): *1* — силовая рама; *2* — турбонасосный агрегат жидкого кислорода; *3* — турбонасосный агрегат жидкого водорода; *4* — камера сгорания с горловиной сопла (по 10 с каждой стороны); *5* — выходной участок сопла; *6* — днище

АЭРОТЕ́НК, аэротанк (от греч. aḗr — воздух и англ. tank — резервуар, бак) — проточный бассейн, в к-ром смесь сточной жидкости и *активного ила* аэрируется и при этом происходит биохимическое окисление (минерализация) органических веществ сточной жидкости с образованием раствора минеральных солей и углекислого газа. Продолжительность процесса 6—10 ч, степень очистки 95—99%. А. с механич. подачей воздуха — одно из возможных устройств *замкнутой биотехнической системы* КК для биол. *минерализации* отходов. Получаемый раствор минеральных солей и углекислый газ могут быть использованы звеном высших и низших *автотрофных организмов*, прирост биомассы активного ила, богатого белками и витамином B_{12}, можно применять в пищевом звене *гетеротрофных организмов*.

Б

БАБА́КИН Георгий Николаевич (1914—1971) — советский учёный и конструктор в области космической техники, чл.-корр. АН СССР (1970), Герой Социалистич. Труда (1970). Чл. КПСС с 1951. После окончания в 1930 спец. радиокурсов наркомата связи работал радиотехником, конструктором, науч. сотрудником, в 1937—43 в Академии Коммунального х-ва, в 1943—49 — в НИИ. С 1949 Б. занимался вопросами развития отечеств. авиац. и космич. техники. В 1957 окончил Всесоюзный заочный электротехнич. ин-т связи. С 1965 гл. конструктор КБ. Под руководством Б. созданы серии КА для исследования Луны и планет Солнечной системы типов «Луна», «Венера» и «Марс», в т. ч. ИСЛ, ИСМ, «Луноход-1», «Луна-16» и «Луна-20», доставившие на Землю лунные породы. Ленинская пр. (1966). Б. присуждена медаль Нац. Центра космич. исследований Франции. Награждён орденом Ленина, орденом Трудового Красного Знамени и медалями. Именем Б. назв. кратер на Луне.

БАЙКОНУ́Р — космодром СССР. Расположен в Кзыл-Ординской обл. Казахской ССР. Основан в 1955. Главные и вспомогательные объекты и службы Б. занимают большую площадь; соединены автомобильными и железными дорогами.

Гл. объекты Б.— технич. позиции, стартовые комплексы и измерит. пункты, каждый из к-рых представляет собой совокупность сооружений с общетехнич., спец. технологич. оборудованием, а также с подъездными путями, обеспечивающими приём, хранение и сборку РН и КА, их испытания, заправку КА и стыковку с РН, доставку их на ПУ, испытание, заправку РН, наведение, пуск и контроль функционирования РН и КА на активном участке средствами *измерительного комплекса космодрома*.

К вспомогат. и обслуживающим объектам и службам Б. относятся зоны хранения компонентов топлива, з-ды для произ-ва жидкого кислорода, азота, системы энергоснабжения, водоснабжения, связи, ТВ и др. Для каждого типа РН Б. имеет одну или неск. технич. позиций, каждая с одним или неск. стартовыми комплексами. Трассы Б. простираются на тысячи км над территорией СССР. Первая космическая ракета с космодрома Б. была успешно запущена 4.10.1957. Она вывела на орбиту первый в мире ИСЗ. И в дальнейшем Б. не раз становился ареной мн. пионерских начинаний СССР в области космонавтики. Здесь запущены первые в мире ИСС, ИСЛ, ИСВ, КК-спутники. С Б. осуществлены пуски всех сов. КК «Восток», «Восход», «Союз», «Прогресс» и орбит. станций «Салют», а также мн. др. КА (серия иссл. ИСЗ «Космос», науч. и экспериментальных ИСЗ «Протон», «Зонд», «Прогноз», связных и метеорологических ИСЗ «Молния», «Экран», «Горизонт», «Радуга», «Метеор» и др.). С Б. стартовали РН с КА для исследования Луны, Марса и Венеры. См. вкл. XLI.

БАКТЕРИА́ЛЬНАЯ КУЛЬТУ́РА — совокупность бактерий, размножившихся на (в) жидкой или плотной питательной среде и поддерживаемых искусственно путём периодического пересева на специальные питательные среды. Работают с чистыми Б. к., к-рые содержат бактерии одного вида. Б. к. используются в космич. микробиологии для идентификации и изучения свойств микроорганизмов, обитающих на покровных тканях космонавтов, а также находящихся в КК.

БАКТЕРИА́ЛЬНЫЙ ФИЛЬТР — аппарат для отделения микроорганизмов от жидкой или воздушной среды. В первом случае в Б. ф. применяют фильтрующие элементы с порами, размеры которых соизмеримы или меньше размеров бактерий. Во втором случае загрязнённый микроорганизмами воздух засасывается в аппарат, где микроорганизмы удаляются из воздуха центрифугированием, осаждением в электростатич. поле, адсорбцией или адгезией. Б. ф. применяются в СЖО КК, в частности для стерилизации регенерированной воды и очистки воздуха от бактерий.

БАКТЕРИОУЛОВИ́ТЕЛИ — приборы для улавливания и концентрации взвешенных в воздухе микроорганизмов с целью определения степени и характера бактериального загрязнения воздуха. Исследуемый воздух пропускают (иногда в больших кол-вах) через Б. и в нём с помощью разл. физич. методов выделяют взвешенные в газовой среде микроорганизмы. В одних Б. движение воздуха таково, что бактериальные частицы могут «ударяться» о поверхность питательной среды и фиксироваться на ней, в других для осаждения бактериальных частиц используют электростатич. поле. Существуют также Б., к-рые улавливают микроорганизмы путём адсорбции или адгезии. Дальнейшее определение загрязнения проводят путём посева улавливающей среды на питательные среды (см. *Бактериальная культура*). Б. применяются при исследовании бактериального загрязнения атмосферы кабины КК.

БАЛЛИСТИ́Т — *коллоидное твёрдое ракетное топливо*, состоящее из *нитрата целлюлозы* (обычно коллоксилина), пластифицированного труднолетучим растворителем (нитроглицерин) в кол-ве до 43%. Б. могут содержать до 10% порошкообразного алюминия или магния, а также катализаторы горения. Технология изготовления Б. позволяет легко получать для заряда РДТТ шашки больших размеров (до 1 м в диаметре). Имеют высокую теплоту сгорания (до 5—6 МДж/кг), что обусловлено высоким содержанием нитроглицерина и алюминия или магния.

БАЛЛИСТИ́ЧЕСКАЯ РАКЕ́ТА — ракета, полёт к-рой происходит по *баллистической траектории*. Б. р. в отличие от *крылатой ракеты* не имеет несущих поверхностей, предназнач. для создания аэродинамич. подъёмной силы при полёте в атмосфере. В нек-рых случаях Б. р. снабжаются стабилизаторами для обеспечения аэродинамич. устойчивости в полёте. К Б. р. относятся *ракеты-носители*, разгонные ступени, *межорбитальные буксиры* и др., а также боевые ракеты разл. типов, включая межконтинентальные. Отличит. особенностью Б. р. со значит. стартовой массой является вертик. старт со спец. устройства (см. *Пусковая установка, Пусковое сооружение*);

Г. Н. Бабакин

Г. Я. Бахчиванджи

при этом тяга РД должна превышать вес ракеты (тяговооружённость св. 1). В качестве РД совр. Б. р. используются ЖРД и РДТТ.

БАЛЛИСТИ́ЧЕСКАЯ ТРАЕКТО́РИЯ — траектория движения тела при отсутствии действия на него аэродинамической *подъёмной силы*. При полёте баллистич. ракет в пределах атмосферы подъёмная сила из-за отсутствия несущих поверхностей и небольших углов атаки пренебрежимо мала по сравнению с др. силами (напр., весом ракеты), поэтому они движутся практически по Б. т. Полёт ракет и КА за пределами атмосферы всегда осуществляется по Б. т.

БАЛЛИСТИ́ЧЕСКИЙ КОЭФФИЦИЕ́НТ — коэффициент пропорциональности при вычислении ускорения от аэродинамического сопротивления или влияния световой радиации, зависящий от размеров, массы, формы и ориентации тела. Б. к. b рассчитывается по формуле

$$b=\frac{c_x S}{m},$$

где m — масса тела, S — характерная площадь поперечного сечения, c_x — коэф. сопротивления тела, к-рый в общем случае зависит от его формы, ориентации относительно набегающего потока и закономерностей взаимодействия тела с потоком.

БАЛЛИСТИ́ЧЕСКИЙ СПУСК — спуск в атмосфере КА, обладающего нулевым *аэродинамическим качеством*. Траектория Б. с. для заданных характеристик КА и известных (с определ. точностью) параметров атмосферы рассчитывается заранее; применительно к этой траектории выбирают место и *угол входа* КА в атмосферу, обеспечивающие его посадку в заданный р-н поверхности планеты.

БАЛЛИСТИ́ЧЕСКИЙ ЦЕНТР — элемент *наземного автоматизированного комплекса управления* (НАКУ), предназначенный для разработки баллистических методов и *математического обеспечения* управления движением КА. Б. ц. ведёт работу по направлениям: орг-ция с применением технич. средств решения баллистико-навигац. задач управления полётом; определение и прогнозирование параметров движения на всех участках полёта; динамика полёта (выведение на орбиты, маневрирование, спуск и т. д.); выдача баллистико-навигац. данных командно-измерит. средствам НАКУ, экипажам КК, средствам поиска и спасения. Для решения этих задач Б. ц. оснащается автоматизир. информационно-управляющими комплексами, включающими высокопроизводит. ЭВМ, многоканальные средства сопряжения с линиями связи и со средствами отображения и документирования данных (графич. устройства, табло, экраны, архивы и т. д.), средства дистанц. решения задач и управления информационно-вычислит. процессами.

Б. ц. на период полёта КА включается в контур оперативного управления в составе *наземного комплекса управления*.

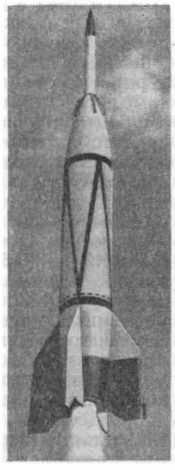
БАЛЛО́ННАЯ АСТРОНО́МИЯ — раздел *астрономии внеатмосферной*, в к-ром информацию о наблюдаемых астрономических объектах получают с помощью приборов, поднимаемых в верхние слои атмосферы посредством баллонов (аэростатов). Как правило, в Б. а. используются автоматич. наблюдат. приборы, не требующие присутствия человека на борту аэростата. Полученные результаты регистрируются на борту или передаются на Землю с помощью радиотелеметрич. систем. Благодаря этому удаётся почти полностью использовать теоретич. разрешающую способность астрономич. телескопа (его способность различать наиболее мелкие детали наблюдаемого объекта), т. к. выход за пределы наиболее плотных слоёв атмосферы снижает искажения, вносимые неоднородностями и движениями возд. масс. Кроме того, за пределами плотной атмосферы можно проводить исследования в более широком спектральном диапазоне, чем на Земле, т. к. излучение в УФ и ИК спектральных областях поглощается атмосферой полностью, кроме узких «окон» прозрачности. К тому же в стратосфере прозрачность воздуха значительно выше, чем в ниж. слоях атмосферы за счёт как разрежённости воздуха, так и его меньшей влажности и запылённости. Это позволяет улавливать излучение более слабых объектов, чем те, к-рые могут быть наблюдаемы с поверхности Земли. Объекты наблюдения Б. а.— Солнце, планеты и звёзды, а также искусств. небесные тела. Наиболее распространены баллонные наблюдения Солнца с целью изучения тонкой структуры его поверхности, а также тех участков его спектра, к-рые искажаются поглощением в земной атмосфере при наземных наблюдениях. Первые успешные полёты солнечного телескопа с автоматич. управлением, производившего фотографирование поверхности Солнца, проведены в США (1957—59). Полёты автоматич. наблюдат. приборов на баллонах проводились также во Франции, ФРГ и др. странах.

В СССР создана уникальная стратосферная солнечная обсерватория, предназначенная для комплексного изучения Солнца. Впервые в астрономич. практике из стратосферы проводится одноврем. фотографирование поверхности Солнца и спектра его излучения в широком диапазоне длин волн. Изображение изучаемого участка Солнца передаётся на наземный наблюдат. пункт по системе ТВ. Стратосферная солнечная обсерватория оснащена телескопом-рефлектором с диаметром гл. зеркала св. 1 м; её общая масса вместе с системой подъёма и посадки 7 т. Она предназначена для многократного использования. После окончания программы наблюдений обсерватория опускается на Землю на парашюте. Первые полёты этой стратосферной солнечной обсерватории проведены в 1966—1967.

БАЛЛО́ННАЯ ПОДА́ЧА рабочего тела (топлива) — вид *вытеснительной подачи*.

«БА́МПЕР» (Bumper, Bumper-WAC) — экспериментальная 2-ступенчатая жидкостная ракета, запускавшаяся в 1948—1950 в США. 1-я ступень «Б.»— доработанная ракета Фау-2, 2-я ступень — ракета *«ВАК-Корпорал»*. Первые 6 пусков «Б.» проведены с полигона Уайт-Сандс с целью исследования вопросов создания составных ракет (запуск ЖРД на больших высотах, разделение ступеней и т. д.), достижения рекордной высоты, изучения атмосферы и т. д. 24.2.1949 при вертик. полёте «Б.» 2-я ступень, отделившись на выс. ок. 30 км, поднялась на 393 км с полезным грузом ~23 кг. Последние 2 пуска «Б.» проведены с Восточного испытат. полигона.

Пуск ракеты «Бампер»



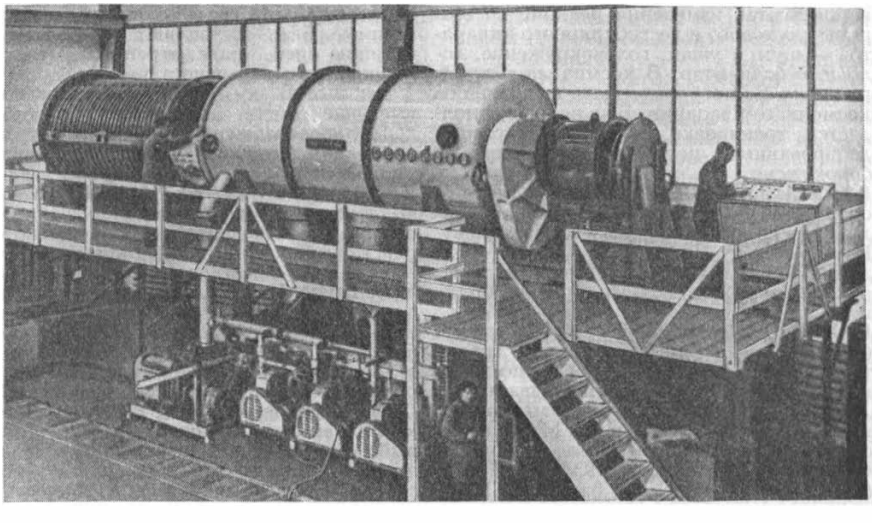
БАРБОТИ́РОВАНИЕ ТО́ПЛИВА (от франц. barbotage — перемешивание) — продавливание сжатого газа через слой ракетного топлива с целью перемешивания последнего в ёмкостях хранилища или топливных баках РН на стартовой позиции. При длит. хранении в ёмкостях (или в РН на пусковой установке) слои топлива в результате теплообмена с окружающей средой и конвекции приобретают разл. темп-ру. В высококипящих топливах более тёплые слои располагаются в верх. части ёмкости, более холодные — в нижней, в криогенных — наоборот. Это связано с тем, что ниж. слои топлива, испытывающие дополнит. давление столба находящейся над ними жидкости, имеют более высокую температуру кипения, чем верхние, темп-ра кипения к-рых соответствует давлению в газовой подушке над уровнем топлива в ёмкости. Теплоприток через стенки вызывает в этом случае испарение в верхних слоях и повышение температуры нижних слоёв жидкости до нового значения температуры кипения. Для точного определения массы заправляемого компонента топлива при объёмном методе дозирования необходимо знать его плотность, зависящую от темп-ры; при Б. т. темп-ра усредняется. Газ, протекающий через жидкость, вызывает искусств. кипение и перемешивает топливо. Б. т. заканчивают, когда дистанц. термометры, установл. в разл. точках ёмкости, показывают одинаковую темп-ру. Перемешивание топлива может быть произведено также с помощью насоса; при этом насос забирает топливо из ёмкости и подаёт его обратно в ту же ёмкость. Часто Б. т. применяют для охлаждения топлива. В этом случае температура продавливаемого сквозь топливо газа должна быть ниже, чем темп-ра самого топлива. Б. т. используется также при насыщении ракетного топлива азотом (см. *Насыщение топлива газом*) или *деаэрации топлива* в баках РН или КА. В первом случае газ растворяется в барботируемом топливе до его насыщения при заданной темп-ре и давлении. Во втором случае при интенсивном перемешивании топлива растворённый газ из него выделяется и удаляется из ёмкости. Применяемый для Б. т. газ при деаэрации топлива должен иметь коэффициент растворимости на порядок меньший, чем у газа, к-рый удаляется из топлива.

БАРИЦЕНТРИ́ЧЕСКИЕ КООРДИНА́ТЫ — координаты точки относительно системы координат, начало которой находится в центре масс системы (барицентре). Б. к. используются в *небесной механике*.

БАРОКА́МЕРА (от греч. báros — тяжесть и лат. camera — свод, комната) — герметически закрываемая воздухонепроницаемая камера для искусственного изменения барометрического давления. Различают Б. низкого (вакуумные) и высокого (компрессионные) давления; стационарные и передвижные. Б., в к-рой можно изменять также и темп-ру, наз. термобарокамерой. Б. низкого давления в космич. медицине используются для изучения влияния высотных факторов (*гипоксии*, разрежения воздуха, перепада атм. давления и т. п.) и изменённой газовой среды на организмы человека и животных, высотных испытаний и тренировок, испытаний высотного снаряжения и аппаратуры и т. д. Б., имитирующие условия весьма больших высот и космического пространства, наз. космическими, служат для наземных испытаний КА или их отсеков и элементов.

Объём Б.— от неск. сотен дм³ до десятков м³; как правило, Б. делается разъёмной, чтобы можно было поместить в

Барокамера для испытания электрических ракетных двигателей



П. И. Беляев

Г. Т. Береговой

неё исследуемый объект. Давление в вакуумных Б. может изменяться от атмосферного до 0,1 мкПа и ниже. Вакуум до давления 0,1 Па создаётся механич. вакуумными насосами, до 1 мПа— диффузионными насосами, до 10 мкПа — применением азотных ловушек, представляющих собой колбы, погружённые в жидкий азот, ниже 10 мкПа — геттерными насосами (в Б. малого объёма) или применением экранов, охлаждаемых жидким азотом или гелием (для Б. большого объёма). См. также *Космического полёта имитация*.

БАРОТРА́ВМА (от греч. báros — тяжесть и tráuma — рана, повреждение) — функциональные или органические нарушения в воздухоносных органах человека (среднее ухо, внутреннее ухо, придаточные пазухи носа, лёгкие и др.), возникающие под влиянием резких перепадов атмосферного давления, ударной или звуковой волны. В условиях космич. полёта в зависимости от значения перепада давления могут возникать кровоизлияния в барабанную перепонку, слизистую оболочку ср. уха и придаточных пазух, разрывы слизистой и барабанной перепонок, нарушение целости слуховых косточек, что сопровождается болевыми ощущениями, кровотечениями, развитием воспалительных явлений. Возможна потеря сознания.

БАРОФУ́НКЦИЯ (от греч. báros — тяжесть и лат. functio — осуществление, исполнение) — функциональное состояние нек-рых органов (среднее ухо, придаточные пазухи носа, лёгкие), определяющее чувствительность к колебаниям атмосферного давления (преимущественно непериодическим). При нарушении Б. наблюдаются изменения реакций со стороны слухового и вестибулярного аппаратов — шум в ушах, головокружение, головные боли и др. В космич. полёте нарушения Б. могут помешать выполнению космонавтом задания. Б. у человека поддаётся тренировке, напр. воздействием дозированных перепадов давлений в *барокамере*.

БАРРЕ́ЙРУ-ДУ-ИНФЕ́РНУ (Barreiro do Inferno) — ракетный полигон Бразилии, расположенный близ г. Натал, шт. Риу-Гранди-ду-Норти (5° ю. ш., 35° з. д.). Используется для запуска иссл. ракет (амер. «Джевелин», браз. «Сонда» и др.).

БАХЧИВАНДЖИ́ Григорий Яковлевич (1909—43) — лётчик-испытатель, капитан, Герой Сов. Союза (1973, посмертно). Чл. КПСС с 1932. До призыва в Сов. Армию (1931) работал пом. машиниста на ж. д., затем слесарем на Мариупольском з-де им. Ильича. После окончания Оренбургского технич. (1933) и лётного (1934) воен. авиац. уч-щ работал в НИИ ВВС. В 1941 в должности командира звена, а затем эскадрильи истребит. авиац. полка особого назначения принимал участие в Великой Отечеств. войне; совершил 65 боевых вылетов и лично сбил 5 самолётов противника. В 1942 отозван с фронта для испытания первого сов. ракетного истребителя БИ-1. Погиб в одном из испытательных полётов, развив максимальную для того времени скорость — св. 800 км/ч. Награждён орденом Ленина. Именем Б. назван кратер на Луне. Портрет на стр. 42.

БА́ШНЯ ОБСЛУ́ЖИВАНИЯ — агрегат, обеспечивающий доступ людей, подачу приборов, приспособлений и т. п. к различным отсекам РН, находящейся в вертикальном положении на ПУ. Б. о. представляет собой металлич. конструкцию со стационарными, выдвижными, поворотными *площадками обслуживания*. Для доступа на эти площадки Б. о. имеет пасс. и грузовые лифты и лестничные марши. При необходимости Б. о. снабжается гидравлич., пневматич., дренажными и электрич. коммуникациями для *заправки* РН жидкими компонентами топлива, сжатыми газами и для *термостатирования*. Б. о. некоторых РН оборудованы подъёмными кранами, позволяющими производить вертик. сборку РН на ПУ, подъём оборудования на площадки обслуживания. Б. о. могут быть поворотными или передвижными. Поворотные Б. о. поворачиваются относительно подбашенного сооружения по кольцевому рельсовому пути. Такая конструкция позволяет исключить расстыковку (или пристыковку) гидравлич., электрич. и др. коммуникаций Б. о. и *стартовой позиции*. Соединения выполняют шарнирными или гибкими.

Передвижные Б. о. бывают самоходными и перевозимыми. Их масса может превышать 4000 т, выс.— 100 м, сторона основания — 50 м. Самоходные Б. о. перемещают по рельсовым путям с шириной колеи до 35 м с помощью собств. ж.-д. хода. Напр., ж.-д. ход одной из Б. о. имеет 72 колеса (для уменьшения нагрузки на оси), 32 из к-рых оборудованы электроприводами и являются ведущими. Электроэнергия для питания электроприводов подаётся или с помощью спец. токоподводящих устройств, или от дизельной электростанции, располож. на Б. о. Самоходные Б. о. передвигаются со скоростью до 1 км/ч при встречном ветре до 20 м/с. При скорости ветра св. 20 м/с Б. о. должна быть закреплена на спец. опорах стартовой позиции клиньями, перемещаемыми гидроцилиндрами. Перевозимые Б. о. доставляют на стартовую позицию спец. транс. агрегатами (напр., гусеничными транспортёрами).

Нек-рые Б. о.— автономные агрегаты, имеющие собств. электростанцию, отопление, водоснабжение, систему кондиционирования воздуха, осветит. сеть, вентиляцию, связь и т. п.

БЕЗДЫ́МНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ПО́РОХ— *коллоидное твёрдое ракетное топливо*, основным компонентом к-рого являются пластифицированные тем или иным органическим растворителем *нитраты целлюлозы*. Первый пироксилиновый порох был изобретён в 1884 франц. инженером П. Вьелем. В 1888 А. Нобель разработал баллиститный бездымный порох, отличавшийся растворителем и степенью нитрации пироксилина. В 1890 Д. И. Менделеев также разработал пироксилиновый особый порох (пироколлоидный), имевший ряд преимуществ перед порохом Вьеля, но с несколько более сложной технологией. Б. р. п. впервые в России предложен в 1915 И. П Граве, освоившим прессование из пироксилиновой массы сплошных цилиндров (шашек) диам. 70 мм; однако использование обычного для бездымных порохов летучего растворителя снижало стабильность шашек большого диаметра. Стабильный Б. р. п. на основе пироксилина и нелетучего растворителя (тротил, позднее — нитроглицерин) был разработан в середине 20-х гг. в результате сотрудничества ГДЛ (Н. И. *Тихомиров*, В. А. *Артемьев*) с Российским институтом прикладной химии (С. А. Сериков, М. Е. Серебряков, О. Г. Филиппов). В СССР создание ракет на Б. р. п. начато в ГДЛ в конце 20-х гг.

БЕЛЯ́ЕВ Павел Иванович (1925—70) — космонавт СССР, полковник, Герой Сов. Союза (1965), лётчик-космонавт СССР (1965). Чл. КПСС с 1949. В 1942 после окончания десятилетки поступил на завод. В 1943 добровольно вступил в ряды Сов. Армии. Был принят в Ейское воен. авиац. уч-ще (ныне Ейское высшее воен. авиац. уч-ще лётчиков им. В. М. Комарова), к-рое окончил в 1945. Лётчиком-истребителем участвовал в войне с Японией. Затем проходил службу в ВВС. В 1959 окончил Военно-возд. академию (ныне им. Ю. А. Гагарина). С 1960 в отряде космонавтов. 18—19 марта 1965 совм. с А. А. *Леоновым* совершил полёт на КК «Восход-2» (в качестве командира). Осуществлял управление КК в процессе шлюзования при выходе Леонова в безопорное космич. пространство, контролировал работу его автономной СЖО. При посадке Б. применил систему ручного управления. Полёт продолжался 1 сут 2 ч 2 мин 17 с. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР. Награждён орденом Ленина, орденом Красной Звезды и медалями; Герой Социалистич. Труда НРБ, Герой Труда СРВ, Герой МНР. Награждён мн. иностранными орденами и медалями. Б. был избран почётным гражданином городов Калуга, Пермь, Вологда. Его имя носит н.-и. судно АН СССР. Именем Б. назв. кратер на Луне.

БЕРЕГОВО́Й Георгий Тимофеевич (р. 1921) — космонавт СССР, генерал-лейтенант авиации (1977), дважды Герой Сов. Союза (1944, 1968), лётчик-космонавт СССР (1968), засл. лётчик-испытатель СССР (1961), канд. психол. наук (1975). Чл. КПСС с 1943. По окончании Ворошиловградской школы воен. лётчиков им. Пролетариата Донбасса (1941) участвовал в Великой Отечеств. войне 1941—45 в качестве лётчика, а затем командира эскадрильи штурмовой авиации. Совершил 186 боевых вылетов. После войны окончил Высшие офицерские курсы и курсы лётчиков-испытателей (1948), а в 1956 Военно-возд. академию (ныне им. Ю. А. Гагарина). В 1948—64 работал лётчиком-испытателем. В 1964—69 в отряде космонавтов. 26—30 окт. 1968 совершил полёт на КК «Союз-3». Во время полёта, длившегося 3 сут 22 ч 50 мин 45 с, было осуществлено многократное маневрирование КК на орбите и его двукратное сближение с беспилотным КК «Союз-2». С 1972 нач. *Центра подготовки космонавтов* им. Ю. А. Гагарина. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР, золотая медаль им. Ю. А. Гагарина (ФАИ). Гос. пр. СССР (1981). Деп. Верховного Совета СССР 8—10-го созывов. Награждён 2 орденами Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденами Александра Невского, Богдана Хмельницкого 3-й степени, Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Красной Звезды, орденом «За

службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, медалями, а также иностр. орденами. Б. присвоено звание Герой Социалистич. Труда НРБ. Почётный гражданин городов Калуга, Ворошиловград, Енакиево, Винница, Телави (СССР), Плевен, Сливен (НРБ).

БЕРЕЗНЯ́К Александр Яковлевич (1912—74) — советский конструктор в области летательных аппаратов, доктор технич. наук (1968), засл. деят. науки и техники РСФСР (1973). Чл. КПСС с 1932. С 1931 в авиац. пром-сти. После окончания в 1938 МАИ им. С. Орджоникидзе работал в опытном КБ В. Ф. Болховитинова, где совм. с А. М. *Исаевым* создал (1942) первый сов. ракетный самолёт БИ-1 с ЖРД. С 1957 гл. конструктор. Под рук. Б. создан ряд образцов авиац. техники. Ленинская пр. (1962), Гос. пр. СССР (1970). Награждён орденом Ленина, орденами Октябрьской Революции, Трудового Красного Знамени и медалями.

БЕРЕЗОВО́Й Анатолий Николаевич (р. 1942) — космонавт СССР, Герой Сов. Союза (1982), лётчик-космонавт СССР (1982), полковник. Чл. КПСС с 1966. В 1965 окончил Качинское высшее воен. уч-ще лётчиков, в 1977 — Военно-возд. академию им. Ю. А. Гагарина. С 1970 в отряде космонавтов. 13 мая — 10 дек. 1982 совм. с В. В. *Лебедевым* совершил полёт на КК «Союз Т-5» и на орбит. станции «Салют-7» (в качестве командира). Во время полёта к орбит. станции пристыковывались КК «Союз Т-6» (экипаж В. А. *Джанибеков*, А. С. *Иванченков*, Ж. Л. *Кретьен*), «Союз Т-7» (экипаж Л. И. *Попов*, А. А. *Серебров*, С. Е. *Савицкая*), грузовые трансп. КА «Прогресс-13» — «Прогресс-16». Возвратился на Землю на КК «Союз Т-7». Время полёта 211 сут 9 ч 4 мин 32 с. Награждён орденом Ленина и медалями, а также франц. орденом Почётного легиона.

БЕРИ́ЛЛИЙ Be — химический элемент, атомный номер 4, атомная масса 9,01218; перспективное высокоэффективное горючее для РД. Б.— лёгкий металл светло-серого цвета. Плотность 1848 кг/м³, $t_{кип} \approx 2450$ °С, $t_{пл} \approx 1285$ °С. Высокая теплота сгорания и малая молекулярная масса Б. позволяют в паре с кислородным окислителем получить наиболее высокий для ХРД уд. импульс. Б. предложен В. П. *Глушко* (1930) к употреблению с кислородом совместно с водородом, высококипящими горючими и в порохах с целью существ. увеличения эффективности ракетного топлива. Применение Б. возможно в виде *гидрида бериллия* (с подачей в псевдосжиженном состоянии), тиксотропной суспензии Б. в гидразине, трёхкомпонентного топлива (жидкие кислород и водород, бериллий), а также добавки в *смесевое твёрдое ракетное топливо*. Б., его окись и гидрид считаются наиболее токсичными из всех ракетных топлив, вызывают почти неизлечимое заболевание лёгких — бериллиоз. Высокая токсичность топлив на основе Б. и выхлопных газов РД сдерживает практич. использование этих топлив в ракетной технике. Бериллиевые сплавы (с алюминием, магнием и др. металлами) применяются как лёгкие конструкц. материалы.

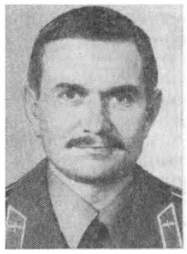
БЕСКАРДА́ННЫЕ СИСТЕ́МЫ управления — системы, не содержащие гироскопов или стабилизированных платформ, физически реализующих систему отсчёта, избранную для решения задачи управления. Напр., инерциальная Б. с. может включать 3 устройства, измеряющих абсолютную угловую скорость РН и КА вокруг жёстко связанных с ними осей, и 3 *акселерометра*, также жёстко связанные с их корпусами. Т. к. акселерометры участвуют во всех случайных колебаниях РН и КА, их показания не могут быть использованы непосредственно для отсчёта *кажущегося ускорения* по к.-л. определённым направлениям и нуждаются в сложной обработке. Последнюю выполняет *бортовая цифровая вычислительная машина*, рассчитывающая в каждый момент времени угловое положение РН и КА по показаниям измерителей угловой скорости; в ней же осуществляются интегрирование кажущегося ускорения и все последующие операции по решению навигац. задачи. В зависимости от избранной системы координат и решаемой задачи программа работы машины может быть различной и меняться в процессе полёта. Т. о., особенностью Б. с. является то, что исходные величины, нужные для решения навигац. задачи, существуют в ней лишь в виде информации в оперативном запоминающем устройстве машины, получаемой в результате непрерывной обработки сигналов, поступающих от чувствит. устройств. Б. с. обладают большой универсальностью и гибкостью, позволяя легко переходить от одной системы отсчёта к другой, что особенно важно при выполнении сложных полётных программ (напр., при полёте к Луне с последующим возвращением на Землю), когда системы координат, наиболее удобные для решения задачи управления, на разл. этапах полёта различны. В Б. с. отсутствуют ограничения, накладываемые на угловые манёвры РН и КА конструкцией подвеса гироскопов и стабилизиров. платформ в обычных (карданных) системах управления. Вместе с тем Б. с. труднее реализуемы из-за высоких требований к чувствит. устройствам. Участвуя во всех случайных колебаниях и угловых манёврах РН и КА, они должны обеспечивать большую точность измерений абс. угловой скорости в широком диапазоне.

БИ — первые советские ракетные самолёты; созданы в 1941—45 в ОКБ В. Ф. Болховитинова и РНИИ. Назв. дано по первым буквам фамилий конструкторов: А. Я. *Березняка* (ответств. за проект в целом) и А. М. *Исаева* (ответств. за ДУ). БИ создавался как истребитель-перехватчик с ЖРД, взлетающий с быстрым набором высоты и после скоротечного боя производящий посадку с выключенным ЖРД. БИ — моноплан деревянной конструкции, дл. 6,9 м, размах крыла 6,6 м; шасси — убирающееся; вооружение — 2 пушки калибра 20 мм. ЖРД, располож. под хвостовым оперением, работал на керосине и азотной кислоте, вытесняемых из баков сжатым воздухом. Керосиновые баки были расположены спереди, азотнокислотные — в ср. части фюзеляжа; между баковыми отсеками находилась кабина пилота. Лётные испытания БИ в безмоторном варианте проводил лётчик-испытатель Б. Н. Кудрин.

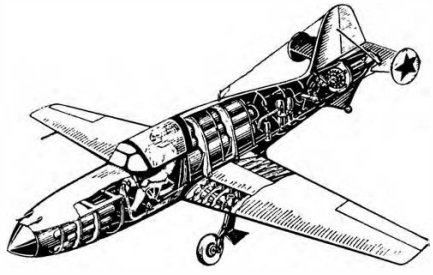
Первые 7 испытат. полётов трёх самолётов БИ (при заправке топливом до 390 кг) проведены с ЖРД *Д-1-А-1100* конструкции РНИИ. 1-й полёт выполнил Г. Я. *Бахчиванджи* 15.5.1942 на 1-м опытном экземпляре БИ-1. На 7-м вылете (27.3.1943) скорость самолёта превысила (предположительно) 800 км/ч; самолёт затянуло в пикирование, и он разбился, лётчик погиб.

В 1944 в РНИИ (куда вошло ОКБ Болховитинова) на БИ был установлен вместо Д-1-А-1100 двигатель *РД-1* конструкции А. М. Исаева; одновременно были улучшены массовые параметры ДУ и увеличен запас топлива; планёр самолёта не подвергся существенным изменениям. ДУ работала на номин. тяге 61 с; затем тяга снижалась в соответствии с давлением подачи, к-рое постепенно уменьшалось до 60% от нач. значения; общая продолжительность работы ДУ составляла ~120 с. Взлётная масса БИ (~1800 кг) распределилась при последнем взвешивании след. образом: масса конструкции 996 кг (в т. ч. ДУ 362 кг); топливо 569 кг; сжатый воздух 16,8 кг; лётчик с парашютом 90 кг; груз, компенсирующий вооружение, 126 кг; испытат. аппаратура 18,5 кг. Макс. расчётная скорость БИ 860 км/ч. В процессе заводских испытаний, успешно проведённых в янв.— мае 1945, при угле набора высоты 33—34° была достигнута скорость 587 км/ч; при горизонтальном разгоне самолёта приёмистость составляла 18,7 км/ч в 1 с. Всего изготовлено 9 экземпляров БИ. В связи с окончанием Великой Отечеств. войны 1941—45 самолёт не получил боевого применения. *А. В. Баженов.*

А. Я. Березняк



А. Н. Березовой



Первый советский ракетный самолёт БИ-1

«БИ́КОН» (англ. Beacon, букв.— маяк) — наименование американского ИСЗ для исследований верхних слоёв атмосферы. Представляет собой надувной шар из алюминизиров. полиэфирной плёнки «майлар». Масса ИСЗ 8,2 кг, в т. ч. масса оболочки, наполняемой газом на орбите, 4,2 кг, масса приборов и телеметрич. аппаратуры 4 кг. Для вывода ИСЗ «Б.» на орбиту использовались РН «Юпитер-С». Было произведено два запуска — 23.10.1958 и 14.8.1959 (оба неудачных).

БИН (Bean) Алан (р. 1932) — космонавт США, капитан 1-го ранга ВМС в отставке. В 1955 окончил Техасский ун-т, получив степень бакалавра наук по авиац. технике. В течение 4 лет проводил лётные тренировки на военно-мор. авиац. базе Джэксонвилл (шт. Флорида). Посещал Военно-мор. школу лётчиков-испытателей в Патаксент-Ривер (шт. Мэриленд)

А. Бин

А. А. Благонравов

и был слушателем школы авиац. безопасности при Калифорнийском университете. С 1963 в группе космонавтов НАСА. 14—24 нояб. 1969 совершил полёт на Луну (совм. с Р. *Гордоном* и Ч. *Конрадом*) в качестве пилота лунной кабины КК «Аполлон-12». Совм. с Конрадом высадился в Океан Бурь 19.11.1969. Дважды выходил на поверхность Луны (общее время 7 ч 45 мин). Всего пробыл на Луне 31 ч 31 мин. Полёт продолжался 10 сут 4 ч 36 мин 25 с. 28 июля — 25 сент. 1973 совм. с О. *Гэрриотом* и Дж. *Лусма* совершил полёт в качестве командира 2-го экипажа орбит. станции «Скайлэб». Полёт продолжался 59 сут 11 ч 9 мин 4 с. Выходил в открытый космос на 2 ч 41 мин. За 2 рейса в космос налетал 69 сут 15 ч 45 мин 29 с. Почётный доктор наук ряда ун-тов и колледжей. Обладатель 11 мировых рекордов в области космич. полётов. Пр. Р. Годдарда (Нац. космич. клуба США). Награждён 2 золотыми медалями НАСА «За выдающиеся заслуги», золотой медалью им. Ю. А. Гагарина и почётным дипломом им. В. М. Комарова (ФАИ), золотой медалью «Человек Года».

БИОИНДИКА́ТОРЫ, биологические индикаторы — организмы, состояние или интенсивность развития к-рых служит показателем пригодности окружающей среды для обитания. Б. позволяют судить о наличии к.-л. вредных веществ в воде или почве, о степени их загрязнённости и т. д. В космич. биологии микроорганизмы, растения, животные, помещённые в КА, используются в качестве Б. при исследовании новых трасс полётов, биол. действия факторов космич. пространства, создания биол. сигнализаторов опасности и т. п. Перед первым полётом человека в космос были проведены многократные лётные эксперименты с животными.

БИОКО́МПЛЕКС (от греч. bíos — жизнь и лат. complexus — охват, сочетание) — видовой и численный состав популяций растительного и животного происхождения на борту КК, искусственно подбираемый для надёжного обеспечения устойчивой работы *биотехнической системы*. В зависимости от степени замкнутости биотехнич. системы в состав Б. могут входить низшие и высшие растения и животные, микроорганизмы; участником Б. является и сам человек. При формировании Б. должны быть обеспечены биол. совместимость входящих в него живых существ; удовлетворение человека и др. участников Б. пищей, водой и создание атмосферы приемлемого состава; переработка отходов жизнедеятельности живых организмов с целью дальнейшего их потребления участниками Б.; согласованный по скорости обмен веществ без т. н. тупиков; миним. потребность отд. участников Б. в среде обитания, а также в технич. средствах обеспечения условий норм. жизнедеятельности; устойчивая и надёжная работа в условиях возможных изменений факторов внеш. среды в космич. полёте. См. также *Замкнутая биотехническая система*.

БИОЛОГИ́ЧЕСКАЯ ОПА́СНОСТЬ космической радиации. Относительная опасность действия различных компонентов космической радиации на организм космонавта неодинакова и может изменяться в зависимости от длительности полёта и траектории полёта КК. При кратковрем. полётах наибольшую опасность представляют протоны, облучение к-рыми возможно при пересечении *радиационного пояса Земли* и во время *солнечных вспышек*. Лучевые поражения, обусловленные протонами с энергией 100—600 МэВ, существенно отличаются от результатов действия рентгеновского излучения и гамма-излучения, т. к. относит. биол. эффективность протонов равна 1,0. С увеличением длительности полётов большое значение приобретают тяжёлые ионы, биол. эффективность к-рых значительно превышает 1,0. См. также *Система радиационной безопасности*.

БИОЛОГИ́ЧЕСКИЕ РИ́ТМЫ — циклические колебания интенсивности и характера биологических процессов и явлений. Функции всех биол. объектов обнаруживают ритмич. колебания с самой разл. длиной периода (от долей секунды до многих дней, недель, месяцев и т. д.), и каждая такая функция подвержена суточным или околосуточным колебаниям с длительностью периода в пределах 22—26 ч. Околосуточные ритмы непосредственно зависят от циклически колеблющихся факторов внеш. среды: периодич. изменения освещённости, темп-ры, барометрич. давления, влажности и др. Особое значение биоритмологич. исследования имеют для космонавтики. В космосе человек оказывается в совершенно необычных для него условиях существования: на орбите через каждые 1,5 ч происходит смена «дня» и «ночи»; в длительном космич. полёте эти понятия вообще теряют всякий смысл и космонавту приходится создавать свои собственные космич. сутки. Эти сутки фактически целиком определяются принятым им режимом труда и отдыха.

БИОЛОГИ́ЧЕСКИЙ ИСКУ́ССТВЕННЫЙ СПУ́ТНИК ЗЕМЛИ́ — ИСЗ для медико-биологических экспериментов, связанных с космическими полётами. Б. и. с. З. имеют на борту подопытных животных и др. организмы — растения, бактерии и т. п. В ряде случаев медико-биол. эксперименты проводились на спутниках, имеющих другое осн. назначение, напр. на сов. КК-спутниках, пуски к-рых были осуществлены с целью подготовки первых полётов человека в космос, и на орбит. станциях серии «Салют». Первыми Б. и. с. З. явились второй сов. ИСЗ (1957) с собакой Лайкой на борту, а также КК-спутники 2—5 (1960—61). Но термин «Б. и. с. З.» прочно вошёл в науч. литературу только после проведения экспериментов с собаками на ИСЗ «Космос-110» (1966). В последующие годы в СССР были запущены Б. и. с. З. серии «*Космос*», в США — серии «*Биос*». Осн. задачами экспериментов на Б. и. с. З. являются изучение закономерностей адаптации земных организмов к воздействию комплекса факторов космич. полёта; обоснование принципов и методов защиты космонавта от их неблагоприятного действия; разработка требований к СЖО человека и решение нек-рых фундаментальных проблем теоретич. биологии. Анализ результатов экспериментов на первых Б. и. с. З. позволил дать заключение о возможности полёта человека в космич. пространство. Годы, предшествующие первому полёту человека в космос, можно назвать этапом биол. разведки трасс предстоящих орбитальных космич. полётов человека. В это же время были проверены принципы построения СЖО КК и систем врачебного контроля за состоянием здоровья космонавтов. Следующий этап биол. экспериментов в космосе (он продолжается) направлен на анализ влияния длительной *невесомости* на элементарные процессы жизнедеятельности организма, структурно-функциональные показатели физиол. систем, а также чувствительности организма к воздействию ионизирующей радиации.

В проведённых на Б. и. с. З. серии «Космос» многочисл. экспериментах на самых разнообразных биол. объектах пока не обнаружено повреждающего влияния длит. невесомости на элементарные внутриклеточные процессы, в т. ч. на процессы, связанные с передачей наследственной информации и осуществлением последовательного деления (размножения) клеток. Вместе с тем выявлены структурные перестройки в лимфоидных органах, эндокринных железах и опорно-двигательном аппарате. Установлено, что эти перестройки не носят патологич. характера и исчезают через 25 сут после окончания полётов трёхнедельной продолжительности. В полёте Б. и. с. З. «Космос-782» впервые было установлено, что биол. воздействие искусств. силы тяжести, создаваемой вращением *центрифуги* и равной земной, имеет принципиально такой же характер, как и воздействие естеств. (земной) силы тяжести. Этим самым впервые экспериментально показана возможность эффективного использования бортовой центрифуги для профилактики неблагоприятных эффектов длительной невесомости. Изучение комбинированного действия длит. невесомости и ионизирующей радиации на живые системы было проведено на Б. и. с. З. «Космос-690». С помощью цезиевого источника радиации на этом спутнике было смоделировано возможное облучение космонавтов при мощной солнечной вспышке. Послеполётное обследование животных показало, что пребывание в условиях длит. невесомости существенным образом не изменяет картины повреждающего воздействия ионизирующей радиации. Биол. исследования проводились также на ИСЗ «Космос-936». В исследованиях на сов. Б. и. с. З. с 1975 принимают участие учреждения социалистич. стран, Франции и США.

Эксперименты на Б. и. с. З., являясь составной частью общей программы исследования и освоения человеком космич. пространства, имеют не только важное практическое значение для дальнейшего прогресса космонавтики, но и способствуют выяснению общебиол. закономерностей, лежащих в основе жизнедеятельности земных организмов, в т. ч. и человека. *Е. А. Ильин.*

БИОЛО́ГИЯ КОСМИ́ЧЕСКАЯ — см. *Космическая биология*.

БИОМА́ССА (от греч. bíos — жизнь и лат. massa — глыба, кусок), общая масса особей одного вида, группы видов или сообщества в целом (растений, микроорганизмов и животных), приходящаяся на единицу поверхности или объёма местообитания; выражается в кг/м² или кг/м³.

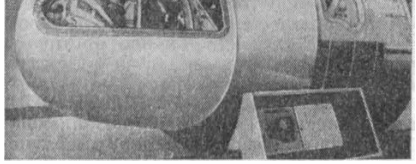
В зависимости от состава *биокомплекса* пищевой рацион человека и др. живых организмов в космич. полётах может восполняться в виде Б. водорослей, дрожжей и др. Б., образованная в единицу времени (сезон, год и т. д.) на единице площади (или объёма), характеризует биол. продуктивность растений, микроорганизмов и животных. Различают первичную продукцию Б. растений (в процессе *фотосинтеза*) и вторичную — Б. мелких и крупных млекопитающих.

БИО́НИКА (от греч. biōn — элемент жизни, букв.— живущий) — научное направление, использующее принципы построения биологических систем для решения технических проблем. Развитие средств ориентации, навигации, локации, создание сложных систем автоматич. управления, разработка всё более чувствит. датчиков и др. требует поисков более простых и надёжных решений; такими решениями располагает зачастую живая природа. В космонавтике разработка систем бионич. типа крайне необходима, в частности важное значение имеет разработка устройств для регистрации сверхслабых магнитных, акустич., электрич. и др. величин, систем искусств. обоняния и т. п. Создание самонастраивающихся, помехоустойчивых устройств для целей управления и навигации также было бы затруднительно без изучения соответств. биол. аналогов. Проблемы биоуправления, оптимизация связи оператора-космонавта и систем КА представляют собой бионич. задачу, т. к. необходимо «научить» технич. устройства понимать язык биол. сигналов. Создание замкнутой *экологической системы* КА связано с моделированием материально-энергетич. связей между человеком и природой, органич. и неорганич. миром; здесь также важно применить принципы Б.— отобрать для инженерного воплощения наиболее рациональные и удачные решения живой природы.

«БИОС» (англ. Bios, сокр. от Biological Satellite — биологический спутник)— наименование серии возвращаемых американских ИСЗ для биологических исследований. ИСЗ «Б.-1» и «Б.-2» предназначались для изучения комбинированного воздействия на биол. образцы (корни и ростки пшеницы, стебли перца, икра лягушки, амёбы, лизогенные бактерии и др. растительные и животные организмы) невесомости и ионизирующей радиации от установл. на борту гамма-активного изотопа ^{85}Sr. Масса этих ИСЗ по 245 кг. Возвращаемый контейнер с биологическими образцами стабилизируется вращением. Контейнер ИСЗ «Б.-1» возвратить не удалось; контейнер ИСЗ «Б.-2» возвращён и спасён.

ИСЗ «Б.-3» предназначался для изучения физиол. и психол. факторов, вызванных длит. (30 сут) пребыванием подопытного животного (macaca nemestrina — свинохвостый макак — 6,3 кг) в состоянии невесомости. Масса ИСЗ 258 кг. Для животного предусмотрены 1840 пищевых таблеток и вода из расчёта 0,48—0,72 л/сут, а также устройство для проведения тестов. Пропускная способность системы 22 400 бит/с. Она использует два комплекта передатчиков мощностью по 2 Вт. В системе терморегулирования применяются хладагент и радиатор, а также нагреватели.

ИСЗ «Биос-3»



Запуски ИСЗ «Биос»

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Биос-1»	14.12. 1966	294	309	33,51	90,44
«Биос-2»	7.9. 1967	296	317	33,48	90,53
«Биос-3»	29.6. 1969	362	394	33,50	92

Вследствие переохлаждения тела обезьяны контейнер ИСЗ «Б.-3» пришлось возвратить на девятые сутки. Приводнившийся контейнер был доставлен в полевую лабораторию на Гавайских о-вах. Через 12 ч после спасения обезьяна погибла (видимо, из-за ограничения мышечной деятельности или переохлаждения организма). Для запусков ИСЗ «Б.» использовались РН «Торад-Дельта».

Д. Ю. Гольдовский.

БИОСФЕ́РА (от греч. bíos — жизнь и spháira — шар) — область распространения живых организмов на Земле в пределах водной оболочки Земли (гидросферы), верхней части земной коры (литосферы) и нижней части атмосферы (тропосферы). В пределах Б. обитают все известные на Земле микроорганизмы, растения и животные. Круговорот веществ осуществляется здесь преимущественно в результате деятельности живых организмов, т. е. носит биогенный характер. Верхняя граница Б. проходит на выс. 20 км и определяется присутствием микроорганизмов (сапрофитные бактерии, дрожжи, споры и мицелий плесневых грибов, пыльца растений). На основе гл. обр. биол. круговорота веществ в длит. космич. полётах на борту КК может быть создана искусств. Б. для воспроизводства пищевых продуктов, регенерации газовой среды, воды и поддержания необходимых условий жизнедеятельности.

БИОТЕЛЕМЕТРИ́Я (от греч. bíos — жизнь, tēle — далеко и metréō — измеряю), биологическая телеметрия — дистанционное измерение биологических показателей человека и животных; основное средство исследования их жизнедеятельности в условиях космического полёта. Характерные особенности космич. Б.: необходимость передачи данных на очень большие расстояния, дискретный характер передачи, зависящий от параметров орбиты и географич. расположения приёмных станций, ограничение пропускной способности каналов передачи, одноврем. передача большого числа параметров, необходимость сбора информации в условиях обычной деятельности космонавта и т. п.

Система Б. состоит из источника сообщений (космонавт, датчики, бортовая мед. аппаратура), усиливающего, передающего и приёмного устройств; потребителя информации (индикаторные и регистрирующие устройства, врач). Серьёзное значение имеют проблемы шума, вызывающего искажение сообщений, а также согласования объёма передаваемых данных с пропускной способностью канала связи. Для передачи физиол. данных нужны каналы с пропускной способностью от 0,1 до 40 000 бит/с; с целью использования стандартных телеметрич. каналов применяют способы сжатия сигналов (напр., путём выделения только наиболее значимых частей сообщений) и коммутации неск. медленно изменяющихся параметров на один телеметрич. канал. Разработаны также методы передачи по одному каналу неск. параметров. Проблема оптимальной загрузки телеметрич. каналов приобретает особое значение в связи с увеличением продолжительности и дальности полётов; для «сжатия» информации в этом случае целесообразно применять бортовые системы автоматич. обработки информации.

БИОТЕХНИ́ЧЕСКАЯ СИСТЕ́МА — совокупность взаимосвязанных и взаимозависимых биологических и технических систем или объектов. Напр., на борту КК Б. с. состоит из подобранного, в зависимости от назначения и продолжительности полёта, *биокомплекса* и технич. средств, обеспечивающих оптимальные условия его функционирования. В состав технич. средств Б. с. входят подсистемы создания и распределения света, энергообеспечения, терморегулирования, а также космич. оранжерея, кухня, блоки биол. и физико-хим. регенерации воздуха и воды, минерализации отходов и т. д. Б. с. может быть использована при создании биол. *систем жизнеобеспечения* КК, орбит. станций и т. п. См. также *Замкнутая биотехническая система.*

БИОФИ́ЛЬТР — устройство для биологической очистки сточных вод с помощью аэробных микроорганизмов, развивающихся на поверхности фильтрующего пористого материала. Биохим. процесс окисления обеспечивается кислородом при естеств. циркуляции воздуха за счёт разницы температур Б. и окружающей среды; в случае принудительной вентиляции Б. наз. аэрофильтром. Принцип действия Б. и аэрофильтра может быть использован для биологич. минерализации смеси твёрдых и жидких отходов в СЖО при длительных полётах КК (см. *Минерализация*, *Аэротенк*).

БИОЦЕНО́З (от греч. bíos — жизнь и koinós — общий) — сложившееся естественно или под влиянием деятельности человека сообщество растений и животных, населяющих участок суши или водоёма с однородными условиями существования. Совокупность растений в Б. образует *фитоценоз*, а совокупность животных — зооценоз. В состав Б. входят также и микроорганизмы (бактерии, микроскопич. грибы, простейшие, микроводоросли), составляющие микробоценоз. Термин «Б.» был предложен нем. биологом К. Мёбиусом (1877).

БИСКАРРО́С (Biscarrosse) — ракетный полигон Франции, расположенный в департаменте Ланды на Атлантическом побережье Франции южнее г. Бискаррос (44°20′ с. ш. и 1°20′ з. д.); пл. 150 км². На Б. имеется ряд стартовых комплексов, с к-рых производят экспериментальные пуски отд. ступеней РН; оборудован РЛС, оптич. и телеметрич. средствами для слежения за полётом ракет. Трасса Б. (протяжённостью 2500 км) заканчивается в р-не Азорских о-вов.

БЛАГОНРА́ВОВ Анатолий Аркадьевич (1894—1975) — советский учёный в об-

Г. Блуфорд

К. Бобко

ласти механики, акад. АН СССР (1943), ген.-лейтенант артиллерии, дважды Герой Социалистич. Труда (1964, 1974), засл. деят. науки и техники РСФСР (1940). Чл. КПСС с 1937. В 1916 окончил Петроградский политехнич. ин-т, в том же году Михайловское арт. уч-ще, в 1924 Высш. арт. школу и в 1929 Военно-технич. академию. С 1953 директор Ин-та машиноведения АН СССР. В 1957—63 академик-секретарь Отд. технич. наук АН СССР. В кон. 40-х — нач. 50-х гг. вёл научно-организац. работу по исследованию верх. слоёв атмосферы при помощи ракет; с 1963 пред. Комиссии по исследованию и использованию космич. пространства АН СССР. В 1959 вице-президент *Коспар*. Действит. чл. Междунар. академии астронавтики. Ленинская пр. (1960), Гос. пр. СССР (1941). Награждён 5 орденами Ленина, 3 орденами Красного Знамени, орденом Красной Звезды и медалями.

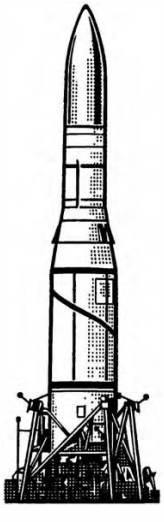
БЛОК «Д» — ракетная ступень, использовавшаяся совместно с РН «Протон» для космических пусков нек-рых советских КА на высокоэнергетические орбиты и межпланетные траектории со стартом с промежуточной геоцентрической орбиты. Б. «Д» приспособлен для длит. пребывания в условиях космич. пространства с многократными запусками ракетной ДУ. Макс. масса заправленного Б. «Д» 17,3 т, дл. 5,5 м, диам. по стыку с РН — 4 м. Б. «Д» включает осн. ракетную ДУ — ЖРД, работающий на жидком кислороде и керосине. Тяга ЖРД 85 кН, удельный импульс более 350 с, суммарное время работы более 600 с. Для управления на пассивных участках полёта используются автономные ДУ, работающие на азотном тетроксиде и несимметричном диметилгидразине. На Б. «Д» установлены датчиковая, коммутационная и согласующая аппаратура, источники электропитания. Управление осуществляется от системы управления КА. Передача телеинформации с Б. «Д» на наземные пункты — через передающие устройства КА. Для стыковки Б. «Д» с РН используются переходные отсеки: конический, отделяемый совместно с предыдущей ступенью, и цилиндрический, сбрасываемый после отделения от предыдущей ступени. Головной обтекатель КА крепится к верхней части цилиндрич. переходника. Переходник для стыковки Б. «Д» с КА сменный. Б. «Д» использовался для запусков КА с 1967 по 1976: ИСЗ серии «Космос» («Космос-146» 10.3.1967 и др.), КА «Зонд» («Зонд-4» 2.3.1968 и др.), «Луна («Луна-15» 13.7. 1969 — «Луна-24» 9.3.1976), «Марс» («Марс-2» 19.5.1971 и др.).

БЛОКИРО́ВКА ПУ́СКА — комплекс устройств, препятствующих началу выполнения очередной операции пуска РН до выполнения предыдущих операций. Обеспечивает заданную последовательность срабатывания систем и механизмов ПУ для исключения аварийных ситуаций из-за нарушения установл. последовательности технологич. процессов установки, *заправки* и пуска РН. Примеры Б. п.: для процесса установки— РН не может быть освобождена от захватов стрелы *установщика* до закрепления её на ПУ, стрела установщика не может вернуться из вертик. положения в горизонтальное до освобождения РН от захватов; для процесса заправки — клапан заливки заправочной магистрали не откроется до поступления сигнала от датчика давления заправочной ёмкости о завершении её наддува, приводной электродвигатель насоса горючего не включится до получения сигнала о заполнении горючим насоса.

БЛО́ЧНЫЙ ЖИ́ДКОСТНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — имеет несколько двигателей-блоков, соединённых общей рамой. Едиными могут быть также разл. элементы управления ЖРД: электрокабели, пуско-отсечные клапаны, пусковые бачки, газовые баллоны и др. Преимущества Б. ж. р. д. перед однокамерным двигателем — достижение большой тяги набором двигателей-блоков и меньшая длина. Блочные ЖРД устанавливают обычно на первых ступенях РН. Примеры блочных ЖРД: «Гамма-8», ЛР-87-АДжей-5, ЛР-89-НА, РД-216.

БЛУ́ФОРД (Bluford) Гийон (р. 1942) — космонавт США, подполковник ВВС. В 1964 окончил Пенсильванский ун-т, получив степень бакалавра наук в области аэрокосмич. техники; в 1974 получил степень магистра наук в технологич. ин-те ВВС и в 1977 — доктора наук в том же ин-те. С 1978 в группе космонавтов НАСА. 30 авг.— 5 сент. 1983 совм. с Р. *Трули*, Д. *Бранденстайном*, Д. *Гарднером*, У. *Торнтоном* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Челленджер») в качестве специалиста по операциям на орбите. Полёт продолжался 6 сут 1 ч 8 мин 42 с.

«БЛЭК ЭРРОУ» (англ. Black Arrow, букв. — чёрная стрела) — наименование первой и единственной английской РН. Макс. полезный груз (при выводе на орбиту выс. 500 км) 100 кг. Стартовая масса 18 т; дл. 12,9 м, макс. диам. 2 м. Имеет 3 ступени: 1-я ступень — с 8-камерным ЖРД «Гамма-8» общей тягой на Земле 222 кН; 2-я ступень — с 2-камерным ЖРД «Гамма-2» тягой в пустоте 69,4 кН; топливо на обеих ступенях — перекись водорода (85%) и керосин; 3-я ступень — с РДТТ, включение которого производится на выс. 500—900 км (для стабилизации ступень предварительно раскручивается вокруг продольной оси с помощью 6 малых РДТТ). Единств. успешный запуск РН с космодрома Вумера 28.10.1971 с англ. ИСЗ «Просперо». В дальнейшем РН «Б. э.» не использовалась и была снята с производства.



РН «Блэк эрроу» на пусковой установке

БОБКО́ (Bobko) Карол (р. 1937), космонавт США, полковник ВВС. Окончил Военно-возд. академию, получив степень бакалавра наук (1959) и Южно-Калифорнийский ун-т, получив степень магистра наук в области авиакосмич. техники (1970). Окончил также школу по подготовке пилотов для аэрокосмич. исследований. С 1969 в группе космонавтов НАСА. Был чл. экипажа поддержки по программе *ЭПАС* (1975). 4—9 апр. 1983 совм. с П. *Вейцем*, С. *Масгрейвом*, Д. *Петерсоном* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Челленджер») в качестве второго пилота. Полёт продолжался 5 сут 23 мин. Награждён золотой медалью НАСА «За исключительные заслуги».

БОЛЕ́ЗНЬ ВЫСО́ТНАЯ, болезнь высоты, горная болезнь — патологическое состояние, возникающее при подъёме человека на большие высоты из-за понижения парциального давления кислорода во вдыхаемом воздухе. При этом уменьшается парциальное давление кислорода в альвеолярном воздухе и, следовательно, снижается насыщение кислородом артериальной крови. В патогенезе Б. в. существенна роль *гипокапнии*. Осн. симптомы Б. в.— одышка, сердцебиение, головокружение, шум в ушах, головная боль, мышечная слабость, потливость, нарушение остроты зрения, сонливость, снижение работоспособности, тошнота, обморочное состояние и др. Профилактика Б. в.— вдыхание кислорода. Альпинизм, плавание, занятие подводным спортом, способствующие повышению устойчивости организма к кислородному голоданию, должны включаться в программу тренировки космонавтов.

БОЛЕ́ЗНЬ ГИПОКИНЕЗИ́ЧЕСКАЯ — комплекс стойких функциональных расстройств, возникающих у человека вследствие длительного ограничения мышечной деятельности. Осн. симптомы: тенденция к снижению частоты сердечных сокращений и дыхания, тонуса сосудов и поперечнополосатых мышц, нарушение равновесия, общая слабость, ухудшение аппетита, повышение гемоконцентрации, потеря кальция, нарушение белкового, электролитного, водного, углеводного и липидного обменов и др. В условиях космич. полёта осн. меры профилактики Б. г.— дозированная мышечная нагрузка на разл. группы мышц, а также *искусственная тяжесть*.

БОЛЕ́ЗНЬ ДВИЖЕ́НИЯ — состояние, иногда возникающее у человека в результате длительного действия вестибулярных раздражителей при перемещении его в различных транспортных средствах. В зависимости от вида транспорта различают морскую, воздушную болезнь. Б. д. может проявляться либо в скрытой форме (в виде угнетения центральной нервной системы), либо в виде яркой картины с вовлечением мн. физиол. систем (бледность кожных покровов, головокружение, тошнота, рвота и т. д.). Развитие Б. д. связано с воздействием на вестибулярный аппарат ускорений (прямолинейных, угловых). Причиной могут быть, напр., и нарушения во взаимодействии разл. анализаторов (т. н. экстралабиринтные формы укачивания). Последнее особенно свойственно космич. полёту. В профилактике Б. д. важную роль отводят общему укреплению организма, вестибулярной тренировке, а в космич. полёте — фармакотерапии.

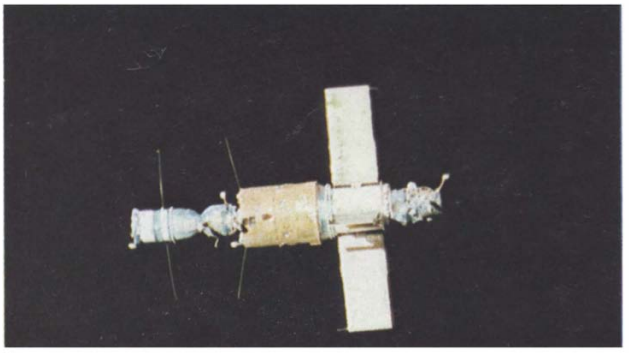
БОЛЕ́ЗНЬ ДЕКОМПРЕССИО́ННАЯ— патологическое состояние, возникающее у человека при быстром падении давления окружающего воздуха. Причина Б. д.

1

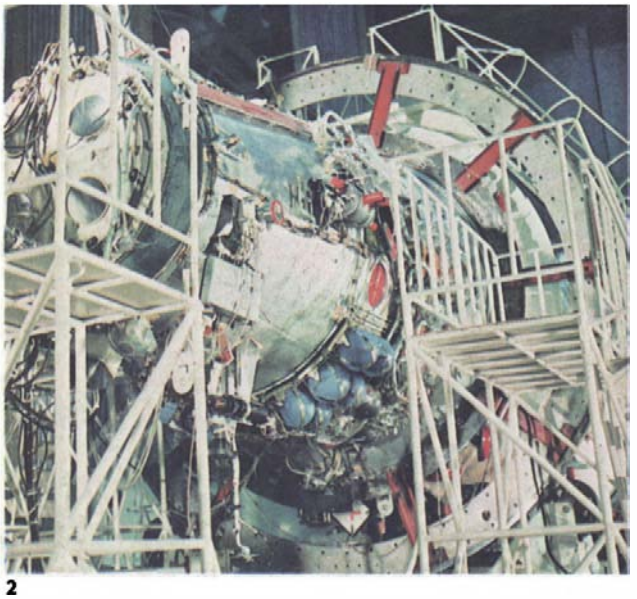
2

3

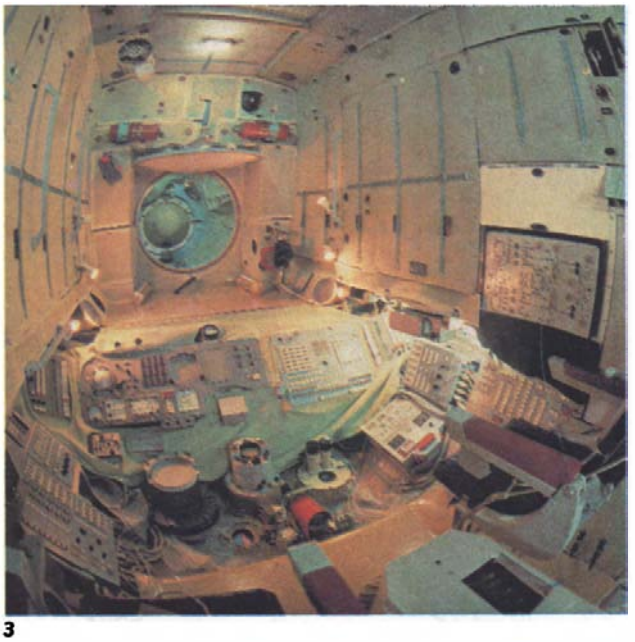
1 — Ю. А. Гагарин в КК «Восток»; 2 — РН с ИСЗ «Интеркосмос» перед пуском; 3 — пуск РН «Союз» КК «Союз-11».



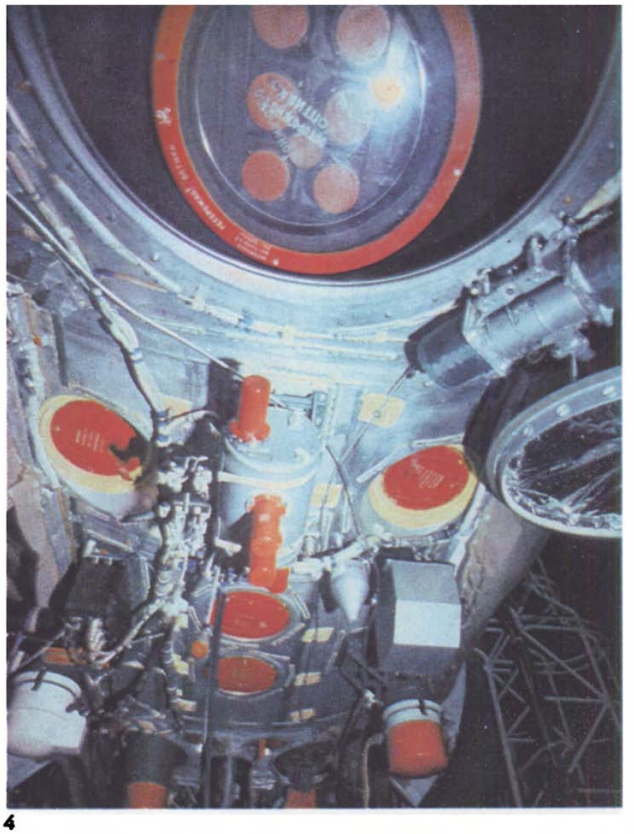
1



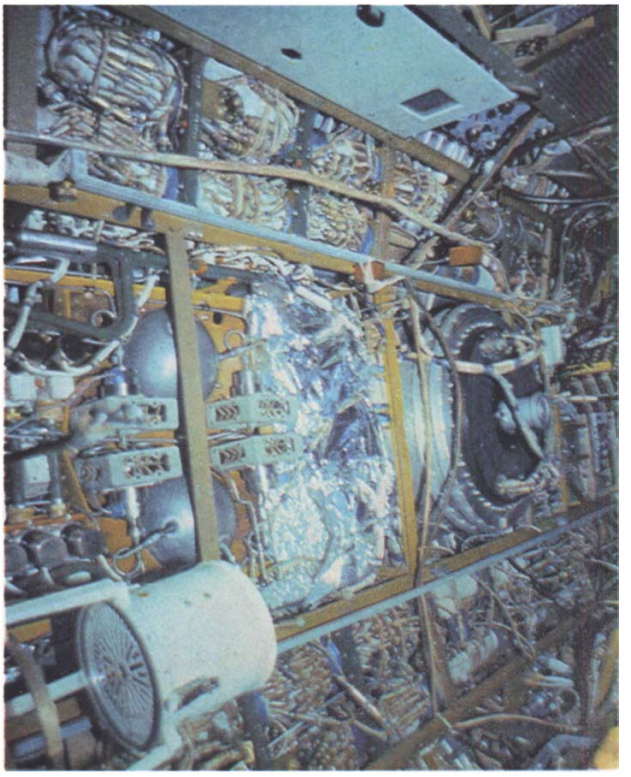
2



3

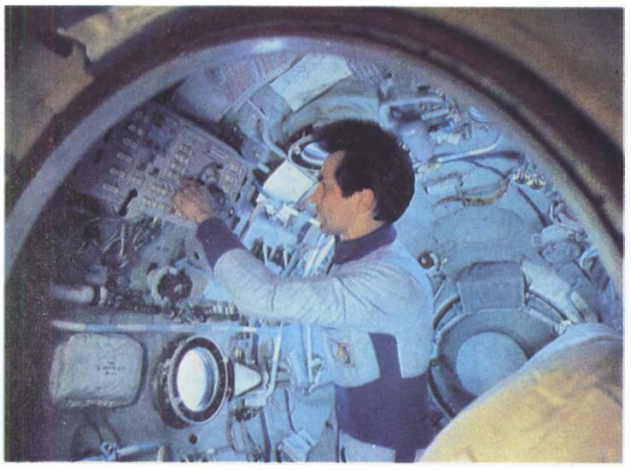


4



5

К ст. «Салют»: 1 — «Салют-6» с пристыкованным КК «Союз-31» в полёте; **2** — орбитальная станция типа «Салют» (вид со стороны переходного отсека); **3** — внутренний вид станции (показан центральный пост управления); **4** — нижняя часть рабочего отсека. В верхней части снимка — отсек с фотоаппаратурой МКФ-6М (защитные крышки красного цвета, закрывающие объективы фотоаппаратов, датчики и иллюминаторы снимаются перед пуском); **5** — оборудование и коммуникации левого борта рабочего отсека (декоративные и защитные панели сняты).



6

9

7

10

8

11

К ст. «Салют»: 6 — А. С. Иванченков проводит коррекцию часов на пульте обеспечения выхода в космическое пространство; **7** — В. В. Рюмин и Л. И. Попов переносят скафандры из КК «Союз-35» в КК «Союз-36»; **8** — В. Н. Кубасов с капсулой для установки «Сплав»; **9** — Ю. В. Романенко производит замену блока в системе единого времени; **10** — Г. М. Гречко в переходном отсеке перед выходом в космос; **11** — В. В. Ковалёнок в открытом космосе.

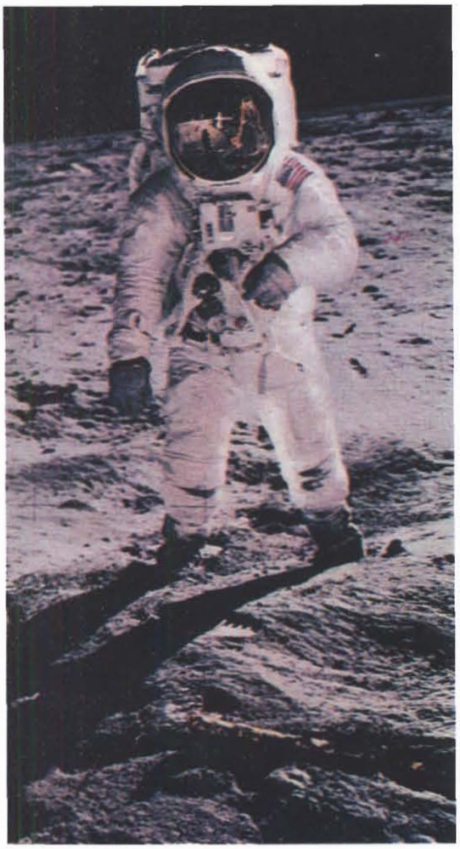
1

2

3

1 — орбитальная станция «Скайлэб» в полёте (виден аварийный зонтичный теплозащитный экран, отсутствует одна панель с солнечными элементами на блоке станции); **2** — первый пуск РН «Ариан»; **3** — первый пуск РН «СЛВ-3» с ИСЗ «Рохини».

1

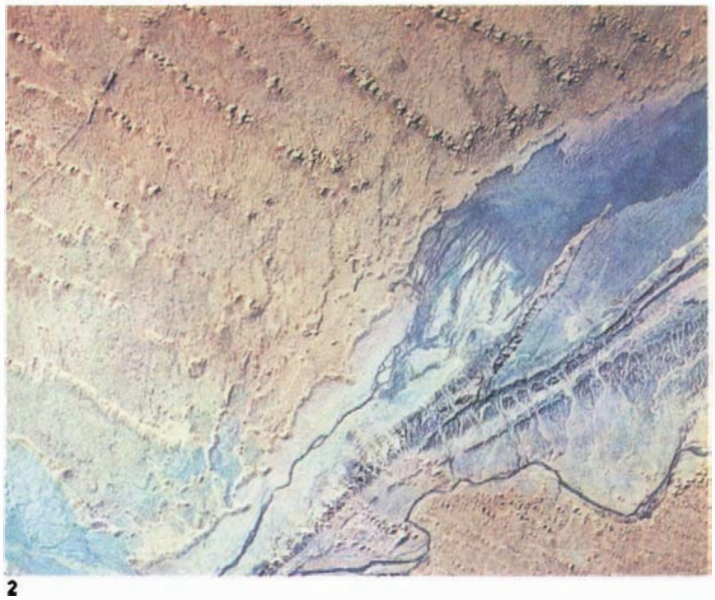


2

3

К ст. Лунные экспедиции: 1 — пуск РН «Сатурн-5» с КК «Аполлон-17»; 2 — второй человек, ступивший на Луну, Э. Олдрин; 3 — Ю. Сернан управляет луноходом («Аполлон-17»).

1

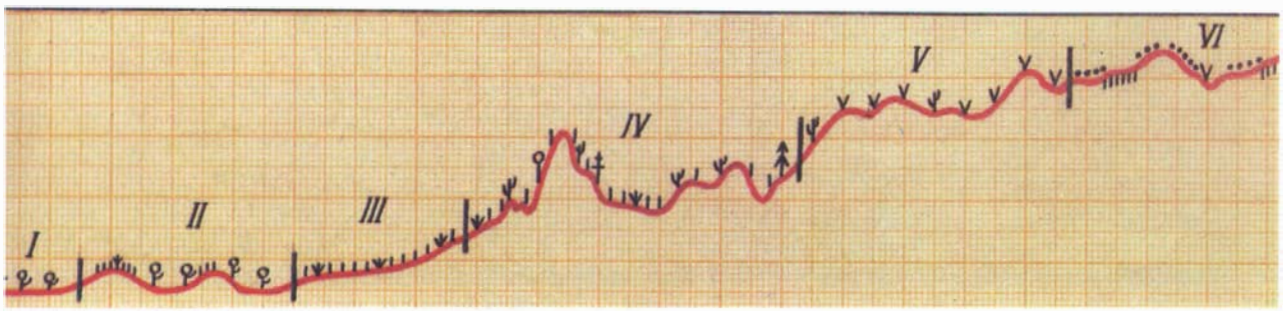


2

3

К ст. Космическое землеведение: 1 — фотография Земли, полученная с высоты около 60 тыс. км КА «Зонд-7»; **2** — снимок Алжирской Сахары, сделанный с высоты 250 км экипажем КК «Джемини-5»; **3** — снимок участка Иранского нагорья, сделанный с высоты 210 км экипажем КК «Союз-5»; **4** — снимок в условных цветах пустынного сельскохозяйственного ландшафта, сделанный экипажем КК «Союз-22»; **5** — наземный профиль этого ландшафта.

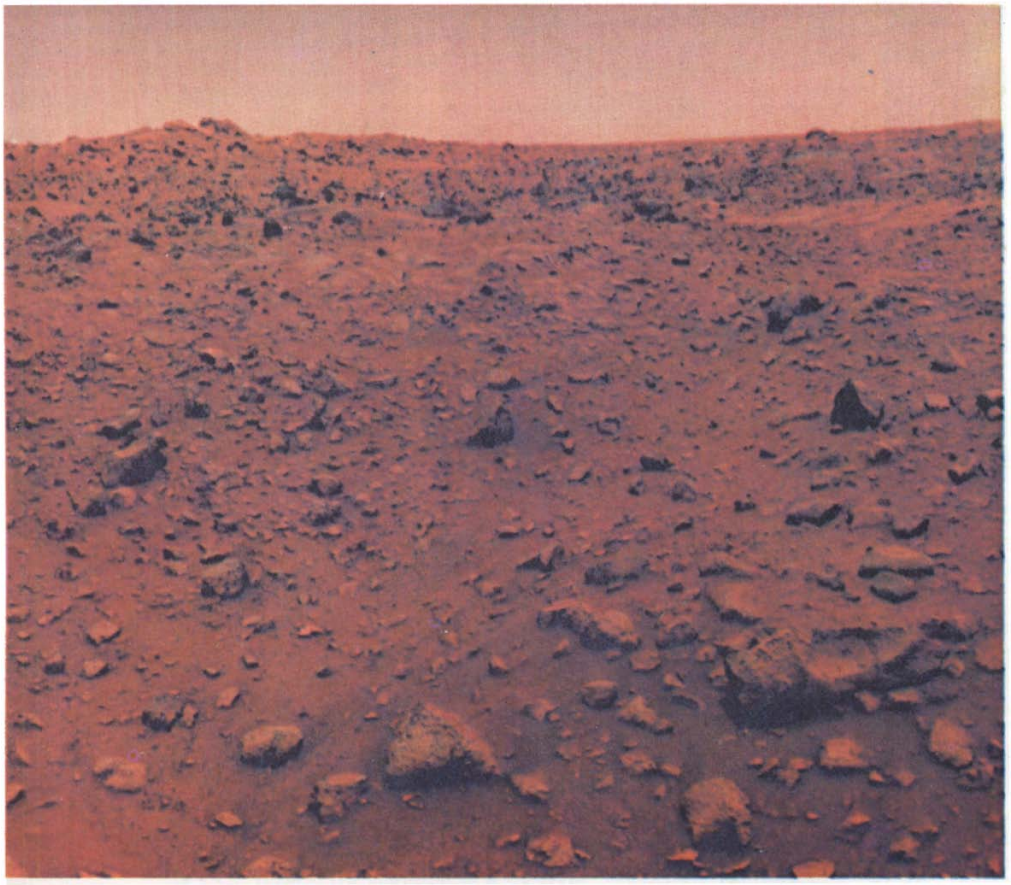
4



5

I — оазис с посевами хлопчатника; *II* — возвышенности с пустынными растительными формациями; *III* — предгорья с полупустынными растительными формациями; *IV* — склоны гор с редколесной растительностью; *V* — высокогорья с альпийскими лугами и пустошами; *VI* — вершины гор с ледниками и снежниками.

К ст. Юпитер. Одна из первых фотографий Юпитера, полученная с расстояния около 2,5 млн. км с КА «Пионер-10». Тёмное пятно правее центра диска планеты — тень от её спутника Ио.



К ст. Марс. Панорама поверхности Марса, полученная с КА «Викинг-1» (примерно в полдень). Красно-оранжевый цвет поверхности достаточно близок к реальному. Розовый цвет неба объясняется наличием в атмосфере мелких пылевых частиц.

1

2

3

4

5

6

7

8

Знаки, которыми удостоены космонавты социалистических стран: 1 — «Лётчик-космонавт СССР»; 2 — «Лётчик-космонавт ВНР»; 3 — «Лётчик-космонавт ЧССР»; 4 — «Лётчик-космонавт ГДР»; 5 — «Лётчик-космонавт ПНР»; 6 — «Лётчик-космонавт НРБ»; 7 — «Лётчик-космонавт МНР»; 8 — «Лётчик-космонавт СРР».

состоит в переходе растворённого в тканях азота в свободное газообразное состояние. Б. д. выражается в мышечно-суставных и загрудных болях, кожном зуде, кашле, сосудистых и мозговых нарушениях. Боли являются результатом механич. давления газовых пузырьков на нервные окончания. Дыхание чистым кислородом приводит к удалению азота из организма (*десатурация*), что является хорошей мерой профилактики Б. д. Чрезмерная физ. нагрузка, охлаждение, нарушение кровообращения способствуют проявлению Б. д. В совм. сов.-амер. эксперименте (см. *ЭПАС*) для предупреждения Б. д. давление воздуха в кабине корабля «Союз» было снижено с 0,1 МПа до 0,069 МПа при содержании кислорода 35—40%, а также был создан спец. переходный отсек. См. также *Газообмен* в условиях разрежённой атмосферы.

БОЛИ́Д [от греч. bolís (bolídos) — метательное оружие] — яркий метеор. Полёт Б. нередко сопровождается звуками, подобными раскатам грома, и часто — выпадением *метеоритов*.

БОЛЬША́Я ПОЛУО́СЬ эллиптической орбиты — величина, равная половине большой оси *эллипса* и характеризующая геометрические размеры орбиты.

«БОЛЬШО́Й ТУР» — разработанный США проект последовательного пролёта КА около нескольких внешних планет Солнечной системы. В проекте «Б. т.» предполагалось использовать конкретное расположение планет в кон. 70-х — нач. 80-х гг. 20 в. для выбора траектории, решающей задачу в рамках пассивного полёта. Для формирования последующих участков траектории используются возмущения, связанные с близким пролётом планеты, что позволяет увеличить скорость полёта КА и существенно сократить время достижения планет (см. *Пертурбационный манёвр*, *Траектории полёта к планетам*). Для получения необходимой точности сближения с планетами требуется проведение неск. коррекций траектории. Схема одного из наиболее сложных вариантов полёта «Б. т.» Земля — Юпитер — Сатурн — Уран — Нептун и ориентировочные даты старта

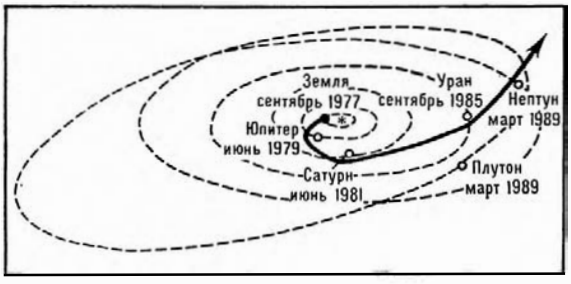


Схема первого варианта полёта КА по программе «Большой тур»

и сближения с планетами приведены на рис. Следующее благоприятное расположение этих планет реализуется лишь в 2155 году. Для этого варианта время полёта до Нептуна составляет 11,5 года. В варианте полёта Земля — Юпитер — Уран — Нептун КА может достигнуть Нептуна через 7,5 года. В варианте полёта Земля — Юпитер — Сатурн — Плутон время полёта до Плутона составляет 8 лет. Длительные сроки полёта предъявляют особые требования к работе бортовой научной аппаратуры. Реализуются ограниченные варианты общего проекта «Б. т.».

В апр. 1973 в США был запущен КА «*Пионер*-11», к-рый после сближения с Юпитером в дек. 1974 вышел на траекторию полёта к Сатурну и прошёл мимо него 1.9.1979. В 1977 запущены два КА «*Вояджер*» по траектории Земля — Юпитер — Сатурн. Оба КА пролетели ок. Юпитера в 1979, а ок. Сатурна в 1980 («Вояджер-1») и в 1981 («Вояджер-2»). КА «Вояджер-2» вышел на траекторию полёта к Урану, с к-рым он должен сблизиться в 1986. Предполагается, что этот КА в дальнейшем пролетит вблизи Нептуна в 1989.

БО́РМАН (Borman) Фрэнк (р. 1928) — космонавт США, полковник ВВС в отставке. С 15 лет начал учиться лётному делу. По окончании в 1950 Воен. академии США был воен. лётчиком. В 1951—56 служил в разл. лётных частях США. В 1957 окончил Калифорнийский технологич. ин-т, получив степень магистра наук по авиац. технике. В 1957—60 преподавал термодинамику и гидромеханику в Воен. академии США. В 1960 окончил школу по подготовке пилотов для аэрокосмич. исследований и работал в ней инструктором. С 1962 в группе космонавтов НАСА. 4—18 дек. 1965 совм. с Дж. *Ловеллом* совершил полёт в качестве командира КК «Джемини-7». С помощью ручного управления было произведено сближение «Джемини-7» с «Джемини-6» до расстояния меньше 1 м. Групповой полёт двух КК продолжался 5,5 ч. Общее время полёта 13 сут 18 ч 35 мин 31 с.

21—27 дек. 1968 совм. с Ловеллом и У. *Андерсом* совершил первый полёт к Луне с выходом на селеноцентрич. орбиту на КК «Аполлон-8» в качестве командира. КК, сделав 10 оборотов вокруг Луны, вернулся на Землю. Полёт продолжался 6 сут 3 ч 42 с. За 2 рейса в космос Б. налетал 18 сут 15 ч 36 мин 13 с. Работал зам. директора службы контроля за полётами КК в Центре пилотируемых полётов им. Л. Джонсона в Хьюстоне. Чл. Амер. ин-та аэронавтики и астронавтики, Об-ва лётчиков-испытателей. Награждён Почётной медалью Конгресса США по космонавтике, золотой медалью НАСА «За исключительные заслуги», золотой медалью Чехосл. АН «За заслуги перед наукой и человечеством», Большой золотой медалью и медалью де Лаво, золотой медалью «Космос» (ФАИ). Обладатель междунар. авиац. приза им. К. Хармона. Именем Б. назв. кратер на Луне. С 1970 в отставке. Президент и нач. Управления возд. операций на вост. авиалиниях США (Майами, шт. Флорида).

БОРОВОДОРО́ДЫ, бораны, гидриды бора — соединения бора с водородом; горючие для ХРД. Различают нормальные (диборан — см. *Диборан жидкий*, пентаборан, декаборан $B_{10}H_{14}$ и др.) и богатые водородом (тетраборан B_4H_{10}, дигидропентаборан B_5H_{11} и др.) бораны. Б. токсичны, легко разлагаются водой с образованием водорода и борной кислоты. Все бораны обладают низкой коррозионной активностью. Теплота сгорания Б. значит. превышает теплоту сгорания др. соединений, поэтому Б. представляют большой интерес как перспективное высокоэффективное ракетное

Ф. Борман

К. Боссарт

горючее. Однако широкое их применение в ракетной технике сдерживается очень большой токсичностью и сложностью производства. До 1981 проведены только стендовые испытания экспериментальных ЖРД (в СССР и США) на ди- и пентаборане. Б. как горючее для ЖРД предложены Ю. В. *Кондратюком* в 1929.

БОРТОВА́Я ДОКУМЕНТА́ЦИЯ космонавта — комплект документации, предназначенной для использования космонавтами во время предстартовой подготовки, полёта и после посадки КК на Землю. Б. д. включает: инструкции, регламентирующие и определяющие действия экипажа при выполнении разл. операций по управлению КК, организации связи с наземным командно-измерительным комплексом, проведению науч. исследований и др.; бортовой журнал, в к-ром экипаж фиксирует выполнение программы полёта, особенности функционирования и параметры, характеризующие работу аппаратуры, оборудования, элементов конструкции, результаты науч. исследований и др. данные, справочные и вспомогат. документы.

БОРТОВА́Я МЕДИЦИ́НСКАЯ АППАРАТУ́РА космического корабля — служит для физиологических измерений на КК. Б. м. а. обеспечивает усиление и преобразование сигналов, поступающих от датчиков и электродов, находящихся на космонавтах, ввод мед. информации в телеметрич. систему для передачи данных на Землю, в бортовую вычислит. машину или бортовое запоминающее устройство. По сравнению с наземными приборами Б. м. а. отличается малыми габаритами, массой и энергопотреблением. Разрабатывается с использованием транзисторов, новейших радиотехнич. материалов и деталей. Б. м. а. рассчитана на регистрацию неск. разл. физиол. функций. Б. м. а. отличается высокой надёжностью при длит. работе и воздействии экстремальных условий (вибрации, перегрузки и т. п.). Включается и выключается Б. м. а. от бортового программного устройства или по командам с Земли, некоторые Б. м. а. могут управляться вручную космонавтами. Дальнейшее развитие и совершенствование Б. м. а. связано с микроминиатюризацией, разработкой модульных конструкций, повышением чувствительности и помехоустойчивости усилит. каналов.

БОРТОВА́Я РАДИОСИСТЕ́МА космического аппарата — комплекс радиотехнических устройств и приборов на КА, обеспечивающий обмен информацией с *земными станциями* (телеметрия, ТВ, телеграф, телефон, команды управления и т. д.) или др. КА. Б. р. состоит из антенно-фидерных и приёмно-передающих устройств, модуляторов, устройств кодирования и фор-

мирования сигналов, выделения и разделения принимаемых сигналов, управления работой бортовых систем. В Б. р. входят также устройства преобразования и коммутации сигналов, системы логической обработки и запоминания (хранения) информации и т. п. См. также *Бортовой комплекс управления*.

БОРТОВА́Я ЦИФРО́ВА́Я ВЫЧИСЛИ́ТЕЛЬНАЯ МАШИ́НА (БЦВМ) — предназначена для решения на борту движущегося аппарата (РН, КА, самолёта и т. д.) задач управления движением (в т. ч. ориентацией и стабилизацией), автономной и инерциальной навигации, программного управления и т. д. БЦВМ могут также решать задачи регулирования тех или иных параметров РН и КА, осуществлять контроль и проверку разл. систем. Различают БЦВМ специализированные (СЦВМ) и универсальные. СЦВМ имеют жёсткую программу работы и позволяют эффективно решать задачи малого объёма при большом быстродействии. Они применяются, напр., для регулирования сравнительно простых однотипных процессов, обработки информации с быстродействующих датчиков и т. д. Характер задач, решаемых универсальной БЦВМ, может быть различным и переменным и определяется программой, заложенной в запоминающее устройство БЦВМ. На первом этапе БЦВМ имели структуру, определяемую в значит. степени классом решаемых задач. Такой подход позволял минимизировать число элементов и устройств БЦВМ и тем самым снизить её массу и потребление энергии. По мере роста степени интеграции микросхем (числа элементов в микросхеме) расширялись возможности БЦВМ, и они становились всё более универсальными.

БЦВМ в общем случае содержит вычислительное устройство (ВЧУ) и устройства сопряжения (УС). К последним относятся преобразователи код — аналог и аналог — код, преобразователи кода в релейные команды управления и т. д. В ряде случаев в качестве УС могут использоваться СЦВМ. ВЧУ в свою очередь состоит из арифметическо-логического устройства (АЛУ), или процессора, оперативного запоминающего устройства (ОЗУ), долговременного запоминающего устройства (ДЗУ) и устройства обмена (УО). Структура АЛУ определяет систему команд БЦВМ, её разрядность и быстродействие. АЛУ может быть последовательного или параллельного действия. ДЗУ предназначено для хранения программ и числовых данных. ОЗУ служит для хранения переменной (динамической) информации и используется в процессе реализации алгоритма. Такое разделение памяти БЦВМ объясняется тем, что ДЗУ на совр. уровне развития техники при тех же массе и потреблении энергии позволяет записывать и хранить существенно больший объём информации. Успехи микроэлектроники позволят в ближайшем будущем создать ОЗУ с параметрами, близкими к ДЗУ; в этом случае возможно применение ОЗУ для хранения как перем. информации, так и программ. УО позволяет выводить числовую информацию из УС и вводить её в них; наличие УО даёт возможность вести параллельно обмен информацией между БЦВМ и УС и вычисления в АЛУ. Структура УО может быть различной: от подобной каналу обмена универс. ЭВМ до весьма специфичной, обусловленной экономией оборудования БЦВМ. Как правило, БЦВМ является одноадресной, т. к. при этом минимизируется число элементов блока формирования адреса. Число команд БЦВМ также обычно невелико, что связано с задачей экономии оборудования устройства управления АЛУ. Стремление минимизировать оборудование БЦВМ с одной стороны и требование выполнения заданных функциональных возможностей определяло до последнего времени структуру БЦВМ. Эта тенденция ещё более резко выражается в СЦВМ, где система команд минимизирована (а иногда и вообще отсутствует) и могут отсутствовать ОЗУ и ДЗУ. АЛУ СЦВМ выполняет однотипные операции по переработке огранич. информации по жёсткому алгоритму.

Важной отличит. особенностью БЦВМ являются спец. структурные и программные меры обеспечения надёжности. В БЦВМ широко используется принцип резервирования оборудования. При этом число резервных контуров определяется требуемой надёжностью. Кроме того, надёжность БЦВМ обеспечивается ещё и за счёт программных средств, выполняющих диагностич. контроль за работой устройств БЦВМ и переключение вышедших из строя контуров на резервные. Следует отметить, что аналогично методам обеспечения надёжности устройств БЦВМ применяются и методы обеспечения надёжности решения: контроль результатов решения, контроль принимаемой и выдаваемой информации, восстановление информации при случайных сбоях и т. п.

В. Н. Бранец.

БОРТОВО́Е ЗАПОМИНА́ЮЩЕЕ УСТРО́ЙСТВО космического аппарата — устройство, служащее для запоминания (хранения) информации на борту КА. По назначению Б. з. у. подразделяются на оперативные запоминающие устройства (ОЗУ) и долговременные запоминающие устройства (ДЗУ). ОЗУ предназначаются для кратковременного хранения информации в системах сбора и обработки информации в течение сеанса связи, ДЗУ — для хранения информации на борту КА между сеансами связи. По виду хранимой информации различают аналоговые и цифровые Б. з. у. По режиму работы ДЗУ подразделяются на непрерывные и стартстопные. В непрерывных запоминание (воспроизведение) информации происходит со скоростью её поступления (выдачи) непрерывно, в стартстопных — короткими сериями с одной скоростью, независимо от скорости поступления информации. Для согласования своей работы с внеш. устройствами стартстопные ДЗУ требуют наличия ОЗУ, к-рое осуществляет в этом случае трансформацию скоростей поступления информации и её записи (воспроизведения и выдачи). По виду носителя информации Б. з. у. подразделяются на магнитофонные и статические.

БОРТОВО́Е ПРОГРА́ММНО-ВРЕМЕННО́Е УСТРО́ЙСТВО космического аппарата — установленный на борту КА прибор, осуществляющий выдачу команд управления бортовыми системами в заданные моменты времени в соответствии с программой полёта. Программа в общем случае содержит последовательность выдачи команд во времени и их адреса. Б. п.-в. у. позволяет осуществлять управление по одной или неск. программам. Различают Б. п.-в. у. электронные, механич. и смешанного типа. Электронные Б. п.- в. у. (наиболее распространённый тип) состоят из хронизатора, вырабатывающего электрич. импульсы со стабильной частотой следования, счётчика бортового времени и устройств хранения программ, формирования команд и ввода внеш. команд управления. Точность времени выдачи команд определяется гл. обр. стабильностью хронизатора (как правило, погрешность не превышает 1 с за сутки, а при повышенных требованиях — 1 мс за сутки); длительность отработки одной программы — от неск. секунд до неск. десятков суток. Механич. Б. п.-в. у. имеют пружинный или электрич. привод, обеспечивающий равномерное или дискретное перемещение носителя программной информации (распределит. вал, магнитная или перфорированная лента и др.). Механич. Б. п.-в. у. с пружинным приводом используются редко; как правило, они одноразового действия, имеют невысокую точность, но не зависят от др. бортовых систем и не требуют затрат электроэнергии. Механич. Б. п.-в. у. с электроприводом используются обычно для отработки сложных программ с выдачей большого числа команд в короткие промежутки времени при сравнительно невысокой точности выдерживания временны́х интервалов (напр., циклы управления запуском и остановом ДУ); допускают многократное использование в течение полёта. Б. п.-в. у. смешанного типа используют, как правило, электронный хронизатор; формирование команд производится механич. коммутаторами.

По типу отрабатываемых программ различают Б. п.-в. у. «жёсткие» и «гибкие». В «жёстких» устройствах программа выдачи команд устанавливается заранее (напр., при подготовке к полёту) и не изменяется в процессе полёта; по внеш. командам может выбираться одна из программ. В «гибких» устройствах в процессе полёта может задаваться или изменяться масштаб времени программ (т. н. подстройка), адреса команд, время начала отработки одной или неск. программ (временна́я установка). Использование Б. п.-в. у. на КА для управления бортовыми системами в сочетании с управлением от бортовой автоматики, бортовых ЦВМ, с пультов космонавтов и по командной радиолинии обеспечивает достаточную гибкость управления при миним. загрузке экипажа и *наземного автоматизированного комплекса управления*.

Ю. М. Лабутин.

БОРТОВО́Й КО́МПЛЕКС УПРАВЛЕ́НИЯ (БКУ) — совокупность взаимосвязанных бортовых устройств КА с информационным и *математическим обеспечением*, решающих совместно с *наземным комплексом управления* (НКУ) или автономно задачи управления движением КА и функционированием его аппаратуры.

В состав БКУ входят система обмена информацией с НКУ, бортовая измерит. аппаратура, радиотелеметрич. системы, аппаратура системы связи с экипажем и служебного ТВ; система ориентации и управления движением центром масс КА и его движением вокруг центра масс (подсистемы ориентации и стабилизации, управления движением, автономной навигации, управления сближением и стыковкой); система управления бортовой аппаратурой на основе бортовой ЦВМ — устройства логич. обработки и формирования управляющих воздействий, функцион. диагностирования, временно́й и частотной синхронизации, коммутации сигналов, ручного полуавтоматич. управления КА (см. рис.).

Для нек-рых типов автоматич. КА основу БКУ составляют *бортовые цифровые*

вычислительные машины или *бортовые программно-временны́е устройства*. Наиболее распространённым способом управления КА являются задание с Земли временно́й программы работы бортовой аппаратуры (БА) и управление разовыми командами. Передаваемая программа работы БА записывается в блоке памяти бортовой ЦВМ и затем отрабатывается по временны́м командам от бортового синхронизирующего устройства (БСУ). Периодичность закладки программ или подачи команд с Земли зависит от продолжительности автономного функционирования КА. Автономность функционирования КА без обмена информацией с Землёй зависит от многих причин: решаемой КА целевой задачи, технич. характеристик БКУ, надёжности и безопасности работы бортовой аппаратуры и др. В перспективе при достижении высоких технич. характеристик автономного функционирования КА осн. методом управления будет периодич. коррекция в БКУ долговременных программ работы БА, определяемая спецификой решения во времени целевых задач КА. С развитием бортовых ЦВМ и автономных методов навигации КА найдут своё применение более эффективные, но требующие больших объёмов вычислений, координатные методы управления. *В. Н. Медведев.*

БО́ССАРТ (Bossart) Карол (1904—1975) — американский учёный в области ракетостроения. В 1925 окончил Брюссельский свободный ун-т, получив специальность инженера по горной и авиац. технике. В этом же году переехал в США (в 1936 получил амер. гражданство). После окончания в 1927 Массачусетсского технологич. ин-та получил степень магистра наук по аэродинамике и начал работать в авиац. пром-сти США. В 1930—1937 инженер авиац. корпорации известного авиаконструктора И. И. Сикорского. В 1937—41 — руководитель иссл. отдела и пом. гл. инженера ряда авиац. фирм. В 1941—55 гл. конструктор авиац. фирм в Сан-Диего и Вилте-Филд. С нач. 50-х гг. начал заниматься вопросами конструирования РН. С 1955 гл. инженер, а затем технич. директор отделения «Конвэр» концерна «Дженерал дайнемикс корпорейшен» (General Dynamics Corporation). Под рук. Б. создана первая амер. МБР «*Атлас*», широко применявшаяся во многих амер. программах космич. исследований. За работы над ракетой «Атлас» Б. награждён серебряной медалью им. С. А. Рида. Портрет на стр. 49.

БРА́НД (Brand) Вэнс (р. 1931) — космонавт США. По окончании коммерч. ф-та Колорадского ун-та получил степень бакалавра естеств. наук (1953) и служил лётчиком-истребителем в мор. авиации. Затем получил степень бакалавра наук по авиац. технологии там же (1960) и степень магистра коммерч. администрации в Калифорнийском ун-те (1964). В 1960—66 Б. работал в авиакомпании «Локхид» (Lockheed) сначала инженером по лётным испытаниям, а окончив в 1963 школу лётчиков-испытателей,— лётчиком-испытателем в Палдейл (шт. Калифорния); руководил группой консультантов авиакомпании «Локхид» в Истре (Франция). С 1966 в группе космонавтов НАСА. 15—25 июля 1975 совм. с Т. *Стаффордом* и Д. *Слейтоном* совершил полёт на КК «Аполлон» в качестве пилота отсека экипажа (по программе *ЭПАС*). Полёт продолжался 9 сут 5 ч 28 мин 24 с. 11—16 нояб. 1982 совм. с Р. *Овермайером*, Дж. *Алленом* и У. *Ленуаром* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Колумбия») в качестве командира. Полёт продолжался 5 сут 2 ч 14 мин 25 с. За 2 рейса в космос налетал 14 сут 7 ч 42 мин 49 с. Чл. Амер. астронавтич. об-ва, ассоциации Амер. ин-та аэронавтики и астронавтики, Об-ва лётчиков-испытателей. Награждён золотыми медалями НАСА «За выдающиеся заслуги» и «За исключительные заслуги», медалью им. братьев Райт, золотой медалью им. Ю. А. Гагарина (ФАИ).

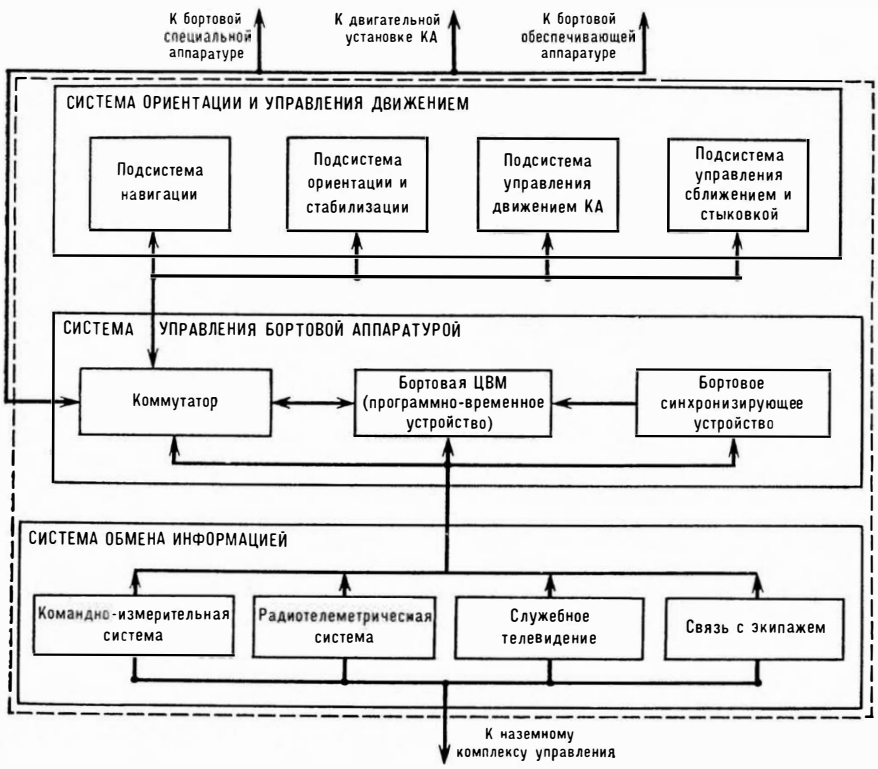
В. Бранд

Д. Бранденстайн

БРА́НДЕНСТАЙН (Brandenstein) Даниел (р. 1943) — космонавт США, капитан 3-го ранга ВМС. В 1965 окончил Висконсинский ун-т, получив степень бакалавра наук в области физико-математич. наук. С 1978 в группе космонавтов НАСА. 30 авг.— 5 сент. 1983 совм. с Р. *Трули*, Д. *Гарднером*, Г. *Блуфордом*, У. *Торнтоном* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Челленджер») в качестве второго пилота. Полёт продолжался 6 сут 1 ч 8 мин 42 с.

БРА́УН (Braun) Вернер фон (1912—1977) — один из ведущих специалистов в области ракетной техники в Германии до 1945, позже — ракетной и космической техники в США. Проблемами ракетной техники начал заниматься в 1930, активный работник немецкого Об-ва межпланетных сообщений. До 1937 — эксперт по баллистич. снарядам Арт. управления. Участвовал в создании армейского ракетного исследоват. центра Пенемюнде, с 1937 до конца войны был его технич. руководителем. Б. тесно связывал свои работы с милитаристскими планами гитлеровского военного командования и фашистского рейха и пользовался особой поддержкой гитлеровского руководства. Был членом нацистской партии, имел звание штурмбаннфюрера СС. В 1938—42 под руководством Брауна была создана баллистич. ракета дальнего действия А-4, применявшаяся как орудие массового террора против гражданского населения. На предприятиях, производивших ракетную технику, широко использовался подневольный труд заключённых фашистских концлагерей. В 1945 вместе с группой ведущих специалистов Пенемюнде Б. сдался в плен американцам и работал в системе ракетных учреждений США, принял американское гражданство. В разные годы в военных ведомствах возглавлял службы проектирования и разработки вооружения. Под его руководством создан ряд баллистич. ракет. На базе баллистич. ракеты «Редстоун» им была разработана РН «Юпитер-С», с помощью к-рой запущен первый американский ИСЗ (1958). Несмотря на имевшийся практич. опыт создания баллистич. ракет и использование ведущих нем. специалистов, послевоенные разработки Брауна в США существенно отставали и по срокам и по технич. уровню от работ, проводившихся в СССР под руководством С. П. Королёва. В 1960—1970 директор Центра им. Дж. Маршалла

Структура бортового комплекса управления



в Хантсвилле (по разработке и испытаниям РН серии «Сатурн»); один из руководителей программы «Аполлон», затем зам. директора НАСА по планированию пилотируемых полётов. В 1972 перешёл из НАСА в промышленность.

БРИТА́НСКОЕ МЕЖПЛАНЕ́ТНОЕ О́БЩЕСТВО (British Interplanetary Society, сокр. BIS) — общественная организация, основанная в 1933. В 1936 Б. м. о. насчитывало 100 членов, в этом же году при об-ве был организован Технич. комитет, в задачи к-рого входили исследования

Эмблема Британского межпланетного общества

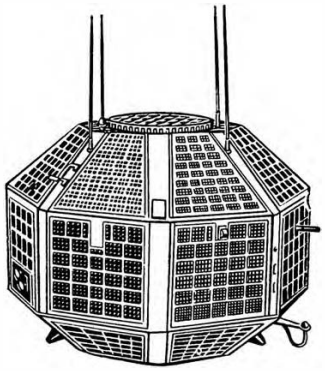
в обл. проектирования и оборудования КК. В послевоен. годы организованы иссл. группы с целью теоретич. разработки разл. вопросов космонавтики. Об-во — чл. МАФ с 1950. В 1983 насчитывало ок. 3 тыс. членов. Об-во издаёт ежемесячно журналы «Космический полёт» (Space flight) и «Журнал Б. М. О.» (Journal of the British Interplanetary Society).

БУ́СТЕРНЫЙ НАСО́С (от англ. booster — помощник) — вспомогательный топливный насос ДУ с ЖРД, предотвращающий *кавитацию* основного насоса (питающего камеру ЖРД). Б н., установленный непосредственно перед осн. *турбонасосным агрегатом* и приводимый от него в действие, наз. преднасосом. Б. н. может быть лопаточным и струйным (см. *Эжектор*).

БУ́СТЕРНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — то же, что *стартовый ракетный двигатель*.

БУШУ́ЕВ Константин Давыдович (1914—78) — советский учёный в области ракетно-космической техники, чл.-корр. АН СССР (1960), Герой Социалистич. Труда (1957). Чл. КПСС с 1941. В 1941 окончил МАИ им. С. Орджоникидзе. С 1948 работал нач. проектного бюро, с 1954 зам. гл. конструктора, с 1973 гл. конструктор. С 1970 зав. кафедрой Моск. физико-технич. ин-та (проф. с 1962). Б.— один из создателей ряда КА для исследования околоземного космич. пространства, Луны, Венеры, Марса, КК «Восток», «Восход», «Союз». Он являлся технич. директором проекта *ЭПАС* с советской стороны (1973—75). Осн. труды по вопросам прикладной динамики, прочности ЛА. Ленинская пр. (1960), Гос. пр. СССР (1950, 1976). Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР (1977), почётный междунар. диплом ФАИ, пр. им. А. Эмиля (МАФ). Награждён 3 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Трудового Красного Знамени и медалями.

«БХА́СКАРА» (англ. Bhaskara) — наименование индийского ИСЗ для проведения экспериментов по исследованию Земли из космоса методами дистанционного зондирования, изучения рентгеновских источников излучения, для отработки технологии сбора и передачи информации с наземных буёв и проведения ряда технологических экспериментов по изучению характеристик опытных образцов КА, разработанных в Индии. Назв. в честь инд. астронома и математика 12 в. Бхаскары. Масса ИСЗ 444 кг, выс. 1,189 м, диам. 1,590 м. Исполнение корпуса — негерметичное. Питание от СБ и хим. батарей. Система терморегулирования пассивная. ИСЗ стабилизирован в пространстве путём вращения вокруг оси, перпендикулярной к плоскости орбиты. Сов. специалисты оказали помощь в создании СБ, хим. батарей, бортового запоминающего устройства, элементов системы стабилизации и термич. покрытий. На борту «Б.» установлены ТВ камеры и микроволновые радиометры для проведения экспериментов по исследованию земной поверхности; аппаратура сбора



ИСЗ «Бхаскара-1»

данных с наземных буёв, для исследования в области астрономии, инд. экспериментальные СБ, панели с термопокрытием и тепловая труба. ИСЗ «Б.-1» выведен 7.6.1979 сов. РН с сов. космодрома на орбиту с выс. в перигее 512 км, выс. в апогее 557 км и наклонением 50,7°; период обращения 95,15 мин. ИСЗ «Б.-2» выведен 20.11.1981 сов. РН на орбиту с выс. в перигее 514 км, выс. в апогее 557 км и наклонением 50,7°; период обращения 95,2 мин. На ИСЗ «Б.-2» установлено 3 микроволновых радиометра — на один больше, чем на ИСЗ «Б.-1». Дополнит. радиометр обеспечит точное измерение содержания водяных паров в атмосфере. Управление и приём информации с борта ИСЗ осуществляется Центром управления полётом на о. Шрихарикота.

К. Д. Бушуев

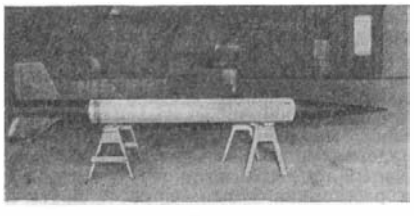
В. Ф. Быковский

БЫКО́ВСКИЙ Валерий Фёдорович (р. 1934) — космонавт СССР, полковник, дважды Герой Сов. Союза (1963, 1976), лётчик-космонавт СССР (1963), канд. технич. наук (1973). Чл. КПСС с 1963. Окончил школу московского аэроклуба, Качинское воен. авиац. уч-ще лётчиков (1955) и Военно-возд. инж. академию им. Н. Е. Жуковского (1968). В 1960—69 в отряде космонавтов. 14—19 июня 1963 совершил полёт на КК «Восток-5». С 16 июня полёт Б. проходил одновременно с полётом КК «Восток-6», пилотируемого В. В. *Терешковой*. Между космонавтами была установлена двусторонняя связь, с кораблей велись широковещат. ТВ передачи. Полёт продолжался 4 сут 23 ч 6 мин (совм. полёт — 2 сут 22 ч 40 мин 48 с). 15—23 сент. 1976 совм. с В. В. *Аксёновым* совершил полёт на КК «Союз-22» (в качестве командира). Время полёта 7 сут 21 ч 52 мин 17 с. 26 авг.— 3 сент. 1978 совм. с З. *Йеном* совершил полёт на КК «Союз-31» (в качестве командира) и на орбит. станции «Салют-6» (осн. экипаж В. В. *Ковалёнок*, А. С. *Иванченков*) с пристыкованным к ней КК «Союз-29». Возвратился на КК «Союз-29». Полёт продолжался 7 сут 20 ч 49 мин 4 с. За 3 рейса в космос налетал 20 сут 17 ч 47 мин 21 с. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР, медаль де Лаво (ФАИ), золотая медаль «За выдающееся отличие» и почётный диплом Королевского аэроклуба Швеции. Награждён 3 орденами Ленина, орденами Красной Звезды, Трудового Красного Знамени и медалями, а также мн. иностр. орденами и медалями. Б. присвоены звания Герой Социалистического Труда НРБ, Герой Труда СРВ, Герой ГДР. Почётный гражданин городов Калуга, Ржев, Целиноград (СССР), Бургас, Варна (НРБ), Серадз (ПНР).

М. Валье

П. Вейц

«ВАК-КО́РПОРАЛ» (WAC-Corporal, WAC) — американская экспериментальная метеорологическая ракета, разработанная в 1945 *Лабораторией реактивного движения*. Параметры «ВАК-К.»: дл. 4,93 м; диам. 0,31 м; стартовая масса 302 кг, в т. ч. 181 кг топлива и 11 кг полезного груза. В «ВАК-К.» используется ЖРД с вытеснительной подачей (сжатым воздухом) двухкомпонентного самовоспламеняющегося топлива: окислитель — азотная кислота, горючее — анилин с 20%-ной добавкой фурфурилового спирта, соотношение компонентов 2,5; тяга ЖРД 6,67 кН, время работы 45 с. «ВАК-К.» стартовала с вертикальной металлической фермы (полезная дл. на-

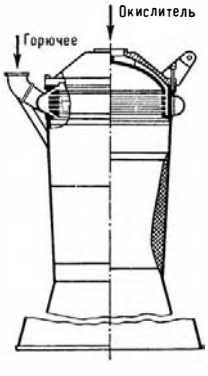


Ракета «ВАК-Корпорал»

правляющих 25 м) при помощи крепившегося к хвостовой части твёрдотопливного ускорителя дл. 2,44 м, диам. 0,30 м, массой 344 кг, тягой 222 кН и временем работы 0,6 с. Устойчивость «ВАК-К.» в полёте обеспечивали 3 хвостовых стабилизатора. Головная часть «ВАК-К.» отделяемая, спускающаяся на парашюте. В 1-й серии пусков с полигона Уайт-Сандс осенью 1945 «ВАК-К.» достигла выс. ~72 км. Пуски продолжались весной 1946 и (усовершенствов. ракеты — «WAC-Corporal B») в кон. 1946 — нач. 1947. Впоследствии модификация «ВАК-К.» использовалась в составе ракеты *«Бампер»*.

ВА́КУУМНАЯ ИЗОЛЯ́ЦИЯ — см. *Термоизоляция ёмкостей*.

«ВАЛУА́» (Valois) — французский ЖРД, разработанный Лабораторией баллистических и аэродинамических исследований во 2-й пол. 60-х гг. для 1-й ступени РН *«Диаман-В/Р-4»*. Топливо ЖРД двухкомпонентное самовоспламеняющееся (окислитель — четырёхокись азота, горючее — несимметричный диметилгидразин) с соотношением



Камера ЖРД «Валуа»

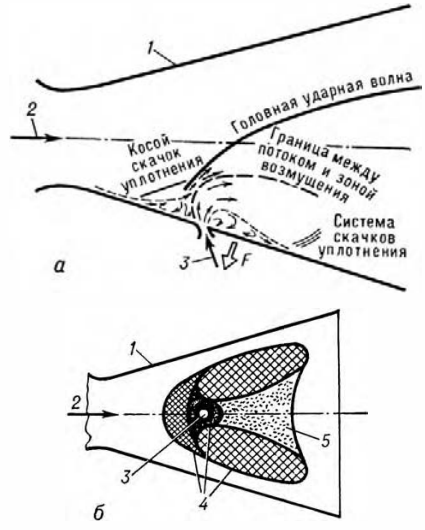
компонентов 2,05; тяга на земле 348 кН, в пустоте 405—420 кН; удельный импульс на земле до 2143 м/с, в пустоте до 2590 м/с; выс. 2,2 м; диам. 1,2 м; время работы до 119 с.

ЖРД — однокамерный, с вытеснит. подачей топлива (наддув баков парогазом, образующимся в газогенераторе при сгорании компонентов топлива и последующем разбавлении продуктов сгорания водой). Камера одностенная, с корпусом из жаропрочной стали, с графитовой вставкой в горловине сопла и внутр. теплозащитным покрытием из циркона; работает при давлении ~ 2 МПа. Впрыск топлива в камеру через радиальные отверстия во внутр. кольце смесит. головки; 205 пар отверстий для каждого компонента образуют смесит. элементы со столкновением струй. Часть горючего расходуется на завесное охлаждение корпуса. Сопло — коническое, с геометрич. степенью расширения ~ 5. Запуск ЖРД производится через режим предварит. ступени. Карданный подвес обеспечивает поворот ЖРД в плоскостях тангажа и курса РН на угол ±4° (при помощи рулевых приводов, управляемых парогазом наддува, к-рый пропускается через сепаратор).

ВА́ЛЬЕ (Valier) Макс (1895—1930) — немецкий инженер, один из пионеров ракетной техники, пропагандист идеи космических полётов. В 1913 поступил в Инсбрукский ун-т. В 1917—18 служил лётчиком в австр. ВВС. В 1918—22 учился в Венском, Инсбрукском и Мюнхенском ун-тах. Автор книги «Полет в мировое пространство как техническая возможность» (1924, рус. пер. 1936). В 1928—1929 проводил опыты с автомобилями, дрезинами и санями, приводимыми в движение при помощи РДТТ. В 1930 начал эксперименты с ЖРД; во время одного из них погиб (при взрыве камеры сгорания). Именем В. назван кратер на Луне.

ВА́НДЕНБЕРГ (Vandenberg) — авиаракетная база США, расположенная около города Санта-Мария (штат Калифорния). См. *Западный испытательный полигон*.

ВДУВ В СОПЛО́ ракетного двигателя — производится с целью создания газодинамических сил, обеспечивающих управление положением РН на активном участке полёта. При несимметричном вводе в сверхзвуковой поток газа вторичного рабочего тела (под давлением в неск. МПа) возникает боковая управляющая сила, обусловленная динамическим и хим. взаимодействием потоков, а также импульсом струи вводимого рабочего тела. Могут вводиться инертные и химически активные газы и жидкости (напр., четырёхокись азота, хладон, водный раствор перхлората стронция), компоненты топлива, горячий газ из камеры или газогенератора РД (основного или специального). Наиболее эффективен вдув высокотемпературного газа (см. рис.). 4 точки вдува в одном поперечном сечении сопла обеспечивают управление по тангажу и курсу. При использовании 2 сопел достигается также управление по крену. Системы вдува просты, малоинерционны и надёжны. Они используются в двигателях РН (в основном твёрдотопливных) начиная с кон. 60-х гг. (напр., в *ЮА-1205* и на 2-й ступени РН «Диаман-В/Р-4»). Максимальное значение создаваемых управляющих сил соответствует отклонению вектора тяги РД на угол ~6° (при этом расход вторичного рабочего тела достигает 5—6% от основного расхода). Создание бо́льших управляющих сил связано с неприемлемыми потерями уд. импульса.



Течение в сопле при вдуве газа: *а* — картина течения (вид сбоку); *б* — распределение давления газа по стенке сопла (вид сверху); *F* — боковая управляющая сила; *1* — стенка сопла; *2* — основной поток газа; *3* — струя вдуваемого газа; *4* — область повышенного давления; *5* — область пониженного давления

ВЕЙЦ (Weitz) Пол (р. 1932) — космонавт США, капитан 1-го ранга ВМС. В 1954 получил степень бакалавра наук по авиац. технике в Пенсильванском ун-те, в 1964 — степень магистра наук по этой же специальности в Высшей школе ВМС в Монтерее. В 1956 завершил курс лётной подготовки в Корпус-Кристи (шт. Техас). В 1956—62 служил лётчиком и инструктором военно-мор. авиации США. С 1966 в группе космонавтов НАСА. 25 мая — 22 июня 1973 совм. с Ч. *Конрадом* и Дж. *Кервином* совершил полёт в качестве чл. 1-го экипажа орбит. станции «Скайлэб». Полёт продолжался 28 сут 49 мин 49 с. Выходил в открытый космос для установки дополнит. теплозащитного экрана и для извлечения кассет с отснятой плёнкой из астрономич. приборов (2 ч 11 мин). 4—9 апр. 1983 совм. с К. *Бобко*, С. *Масгрейвом* и Д. *Петерсоном* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Челленджер») в качестве командира. Полёт продолжался 5 сут 23 мин. За 2 рейса в космос налетал 34 сут 12 мин 49 с. Награждён золотой медалью НАСА «За выдающиеся заслуги».

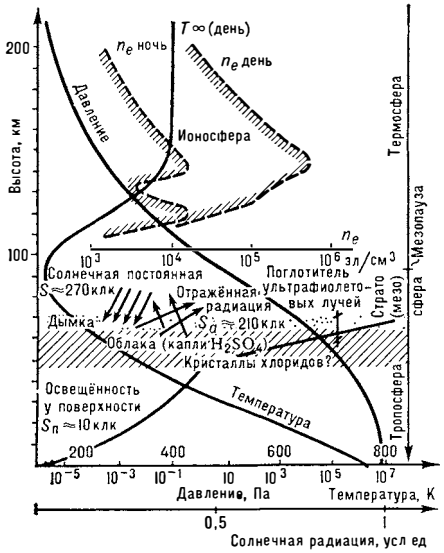
«ВЕКСЕ́Н», «Вэксен» (Vexin) — французский ЖРД, разработанный Лабораторией баллистических и аэродина-

мических исследований в 1-й пол. 60-х гг. для 1-й ступени РН «*Диаман-А*». Топливо двухкомпонентное (окислитель—азотная кислота, горючее — скипидар) с соотношением компонентов 3,2; тяга на земле 274 кН, в пустоте 310 кН; уд. импульс на земле 1990 м/с, в пустоте 2255 м/с; выс. 1,8 м; диам. ~ 1 м; продолжительность работы 95 с. ЖРД — однокамерный, с вытеснит. подачей топлива (наддув баков парогазом, образующимся в газогенераторе при сгорании порохового заряда и последующем смешении продуктов сгорания с водой). Камера той же конструкции, что в ЖРД «*Валуа*», работает при давлении 1,76 МПа; геометрич. степень расширения конич. сопла 3,6. Зажигание топлива — хим., при помощи пускового горючего (фурфуриловый спирт). Карданный подвес обеспечивает поворот ЖРД в плоскостях тангажа и курса на угол ± 3,5° (рулевые приводы управляются газом наддува).

ВЕ́КТОР ЛАПЛА́СА — постоянный в *задаче двух тел* вектор, направленный из центра притяжения к перицентру орбиты (см. *Интегралы в задаче двух тел*).

ВЕ́КТОРОМ ТЯ́ГИ УПРАВЛЕ́НИЕ — изменение направления тяги ДУ с целью обеспечения потребных углов тангажа, курса (при этом выдерживается заданная траектория полёта) и крена РН и КА.

ВЕНЕ́РА — вторая по порядку от Солнца планета Солнечной системы. Ср. расстояние от Солнца 0,7233 а. е. (108,2 млн. км), эксцентриситет орбиты 0,0068, наклон плоскости орбиты к эклиптике 3°23,65′. Период обращения В. вокруг Солнца 224,7 земных сут (0,6152 года). Ср. скорость движения В. по орбите 34,99 км/с. Наименьшее расстояние В. от Земли 38 млн. км, наибольшее — 261 млн. км. Средний экваториальный радиус поверхности В. 6052 км. Масса В. $4{,}87\cdot10^{24}$ кг (0,815 земной), ср. плотность 5240 кг/м³, ускорение свободного падения на экваторе 8,76 м/с² (0,89 земного). Первая космич. скорость на В. 6,2 км/с, вторая — 10,2 км/с. По данным радиолокац. зондирования, отличие фигуры В. от сферической невелико, центр массы смещён относительно геометрич. центра на (1,5 ± 0,25) км. Радиолокац. методами на поверхности обнаружено большое число сильно сглаженных кратеров поперечником от десятков до сотен км и большая общая выровненность венерианской топографии. Относит. диэлектрич. проницаемость грунта 4,7±0,8. В. окружена плотной атмосферой, к-рая открыта в 1761 М. В. Ломоносовым при наблюдении прохождения В. по диску Солнца. Радиус внеш. границы облачного слоя (видимый радиус планеты) ок. 6120 км (по фотографиям в УФ свете 6145 км). Эффективная темп-ра Венеры 230 К, интегральное сферич. альбедо 0,77 ± 0,07. ИК яркостная темп-ра близка к эффективной и относится к верх. границе облаков. В оптич. диапазоне спектра поверхность В. недоступна астрономич. наблюдениям с Земли. На фотографиях в УФ лучах видны тёмные пятна с временем жизни порядка неск. суток. Эти устойчивые образования, имеющие определ. конфигурации и получившие назв. УФ облаков, связаны с осн. облачным слоем. Радиолокац. методами установлено, что период вращения В. составляет 243 сут, вращение обратное (по отношению к движению планеты вокруг Солнца), а ось вращения почти перпендикулярна к плоскости орбиты (угол между экваториальной плоскостью и плоскостью орбиты меньше 3°). Продолжительность солнечных суток на В. 116,8 земных; т. о. за один венерианский год восход и заход Солнца на планете происходит дважды. Движение УФ облаков совпадает по направлению с вращением самой планеты, период их обращения составляет в ср. 4 сут, что соответствует горизонтальному перемещению со скоростью ~100 м/с. До полётов КА к Венере радиоастрономич. исследования в сантиметровом диапазоне волн обнаружили высокую радиояркостную темп-ру В. (~ 600 К), к-рая могла быть, хотя и неоднозначно, отнесена к поверхности. Оценки давления атмосферы у поверхности колебались при этом в сотни раз.



Структура атмосферы и облаков Венеры; показаны также профили электронной концентрации

Наиболее крупные успехи в исследованиях В. достигнуты в результате полётов КА. Первый КА, направл. в сторону В., — сов. КА «Венера-1» (12.2.1961). В дек. 1962 на расстоянии ок. 35 тыс. км от планеты прошёл амер. КА «Маринер-2», а в февр. 1966 на расстоянии 24 тыс. км — КА «Венера-2». КА «Венера-3» достиг В. (1.3.1966), а КА «Венера-4» вошёл в атмосферу В. (18.10.1967) на ночной стороне и впервые произвёл прямые измерения темп-ры, давления и хим. состава при спуске на парашюте до выс. 26 км над поверхностью. КА «Маринер-5» пролетел (19.10.1967) на расстоянии ~4100 км от поверхности В. Методом радиопросвечивания были получены сведения о высоких слоях атмосферы В. КА «Венера-5» и «Венера-6» вошли (соответственно 16 и 17 мая 1969) в ночную атмосферу В. и произвели более полные измерения параметров атмосферы в двух близлежащих (на расстоянии ~300 км друг от друга) р-нах до выс. ~20 км над поверхностью В. 15.12.1970 КА «Венера-7» достиг поверхности В. и работал на ночной стороне ок. 23 мин после посадки. 22.7.1972 впервые на освещённую сторону В. опустился КА «Венера-8», работавший на поверхности 50 мин. Проведены измерения параметров атмосферы, скорости ветра, впервые измерены освещённость в атмосфере и на поверхности, определён характер поверхностных пород. 5.2.1974 на расстоянии 5785 км от поверхности В. пролетел КА «Маринер-10», передавший фотоснимки облачного слоя в УФ лучах. 22 и 25 окт. 1975 спускаемые аппараты КА «Венера-9» и «Венера-10» совершили посадку на дневной стороне планеты на расстоянии друг от друга ~2000 км, а сами станции были выведены на орбиты первых ИСВ. Работа аппаратов на поверхности продолжалась около 1 ч. ИСВ «Венера-10» функционировал св. двух лет. Эксперимент на КА «Венера-9, -10», подготовл. предшествовавшей сов. программой исследований В., носил многоплановый комплексный характер. Получены первые фотопанорамы поверхности В., измерены характеристики атмосферы, структура и микрофиз. свойства облаков, потоки проникающей сквозь атмосферу солнечной лучистой энергии в неск. спектральных интервалах, особенности отражённой и собств. тепловой радиации, определены характер и плотность поверхностных пород в местах посадки, свойства верхней атмосферы, ионосферы и околопланетной плазмы. 4.12.1978 на околопланетную орбиту выведен амер. КА «Пионер-Венера-1». 9.12.1978 на В. в четырёх точках планеты совершили посадку большой и 3 малых зонда (большой и один малый на дневную, 2 др. малых — на ночную поверхность), доставленные КА «Пионер-Венера-2» (сам КА сгорел в атмосфере В.). Во время этих экспериментов были проведены исследования структуры, хим. состава, оптич. свойств и теплового режима атмосферы, свойств облаков. Проведены также измерения нейтрального и ионного состава верхней атмосферы; плазменные и магнитные измерения; методом радиовысотометрии исследован рельеф значит. части планеты. 25 и 21 дек. 1978 на дневную сторону В. на расстоянии 800 км друг от друга совершили посадку спускаемые аппараты КА «Венера-11» и «Венера-12». Были проведены эксперименты по тонкому хим. анализу состава атмосферы и облаков, спектральному анализу рассеянного в атмосфере солнечного излучения и изучению электрич. разрядов в атмосфере планеты.

Осн. составляющая атмосферы В. (см. рис.) — углекислый газ (~96% по объёму), азот (~4%), окись углерода ($\sim3\cdot10^{-3}$%), двуокись серы ($\sim1{,}5\times10^{-2}$%), кислорода практически нет (менее $5\cdot10^{-4}$%); содержание водяного пара, по-видимому, колеблется от 0,1—0,4% под облачными слоями до 10^{-4}% выше них. Обнаружено аномальное (в 300 раз большее) по сравнению с земной атмосферой отношение $^{36}Ar/^{40}Ar$ содержания в атмосфере В. изотопов Ar. Обогащённость атмосферы В. первичным изотопом ^{36}Ar помогла выяснить пути её образования и эволюции. Наземными спектроскопич. исследованиями найдены также молекулы HCl ($\sim4\cdot10^{-5}$%), HF($\sim10^{-6}$%), определены верх. пределы содержания молекул H_2S, COS, O_3, NO, NO_2 и др. газов, соответствующие макс. чувствительности спектрометров.

Темп-ра атмосферы В. у поверхности планеты (на уровне, соответствующем радиусу 6052 км) 735 К, давление 9 МПа, плотность газа в 60 раз больше, чем в земной атмосфере. Атмосфера В. до 50 км от поверхности сохраняется близкой к адиабатической, а выше 50 км температурный градиент уменьшается приблизительно вдвое. Суточные колебания темп-ры у поверхности 1 К, а на выс. 50—80 км достигают 15—20 К. Темп-ра верх. границы облачного слоя в при-

полярной зоне на 5—10 К выше, чем у экватора, что, видимо, связано с изменением высоты расположения облаков. Высокая темп-ра атмосферы у поверхности объясняется действием парникового эффекта: согласно данным прямых измерений, значительная часть солнечного излучения (3—4%) достигает поверхности (освещённость поверхности В. в полдень св. 10 тыс. лк) и нагревает её, а сильная непрозрачность для собств. ИК излучения плотной углекислой атмосферы с примесью водяного пара препятствует остыванию поверхности. Наряду с парниковым механизмом важную роль в тепловом режиме В. (выравнивании темп-ры по широте и долготе) играет крупномасштабная динамика. Как показали данные измерений доплеровского сдвига частоты бортовых передатчиков спускаемых аппаратов КА «Венера-4, -7, -8, -9, -10», скорость ветра очень мала у поверхности (0,5—1 м/с), что подтверждено показаниями анемометров КА «Венера-9, -10», и увеличивается до 70—120 м/с на выс. 50 км, где она совпадает со скоростью дрейфа УФ облаков. Это доказывает гипотезу о единой системе планетарной циркуляции на планете, механизм к-рой пока остаётся до конца не выясненным. Облака В. представляют собой планетарное, сравнительно неплотное образование; видимость в них ~ 1 км. Высота их верх. границы 65—70 км, нижней — 48—49 км; ср. эффективный размер частиц в них 2—5 мкм; их концентрация меняется с высотой от 50 до 300 $см^{-3}$. Внутри облаков выявлено 3 слоя: верхний (на выс. 65—58 км), средний (58—52 км) и нижний (52—48 км), к-рые отличаются составом и размерами частиц. На выс. 48—32 км расположена слабая подоблачная дымка; ниже атмосфера В. относительно прозрачна. Большая толщина облачного слоя создаёт высокую оптич. плотность атмосферы В. Природа частиц облаков до конца не выяснена: с большой вероятностью частицы диам. 2—3 мкм являются каплями концентрированной (75—80%) серной кислоты, а более крупные (5—7 мкм) возможно являются кристаллическими. Обнаружена высокая грозовая активность В.: интенсивность электрич. разрядов, регистрировавшаяся по частоте следования низкочастотных импульсов на спускаемых аппаратах «Венера-11, -12», оказалась во много раз выше, чем на Земле. Очевидно вблизи поверхности В. возникают электрич. поля с напряжённостью в сотни кВ/м. Высокая грозовая активность предположительно объясняется наличием действующих вулканов на поверхности В.

Стратосфера В. характеризуется примерно пост. температурным градиентом 2—3 К/км. Температурный минимум (160—180 К), аналогичный земной мезопаузе, достигается вблизи выс. 100 км; неск. выше (120—140 км) находится турбопауза — переходная зона от области турбулентного перемешивания к гравитационно-диффузионному разделению газов в поле силы тяжести. Выше мезопаузы находится термосфера, где на дневной стороне темп-ра возрастает за счёт прямого поглощения солнечной КВ радиации, достигая 300—400 К, а на ночной стороне за счёт интенсивного охлаждения опускается ниже темп-ры мезопаузы (до 100 К). В термосфере до выс. ~150 км сохраняется преобладающее содержание CO_2, на выс. 200—250 км его заменяют в осн. О и СО, а выше 500—700 км атмосфера становится гелиево-водородной. Существование менее плотной, чем земная, водородной короны у В. было обнаружено измерениями на КА «Венера-4» и «Маринер-5». Для верх. атмосферы В. характерен ряд особенностей, определяемых фотохимией CO_2 с возможным участием в комплексе реакций воды и галогенов, в условиях атомных и молекулярных взаимодействий и взаимодействия с солнечным ветром.

По результатам радиовысотометрии относит. перепады высот на более чем 60% поверхности находятся в пределах ±0,5 км, а горные р-ны занимают ~2%. Выявлено 2 обширных плоскогорья, совпадающих с областями повыш. отражения радиоволн, наблюдавшимися при радиолокации с Земли: Афродита (вблизи экватора, между примерно 0—30° ю. ш. и 60—180° в. д.) и Иштар (60—80° с. ш. и 60° з. д.— 60° в. д.), выс. 3—5 км над окружающей равнинной местностью. На этих плоскогорьях находятся крупные вулканич. конуса: Максвелл на плоскогорье Иштар выс. 12 км с поперечником основания ~1000 км и диаметром кратера на вершине ~100 км; Гаусс и Герц выс. 6—8 км на плоскогорье Афродита. Южнее Афродиты обнаружена большая и глубокая рифтовая долина, очевидно тектонич. происхождения. По измеренному содержанию естеств. радиоактивных элементов (U, Th, ^{40}K) можно полагать, что поверхность сложена изверженными породами типа земных базальтов и гранитов, что свидетельствует о происшедшем разделении вещества В. на оболочки (дифференциации) с выделением коры, мантии и ядра. Плотность породы в месте посадки СА «Венера-10» (2800± ±100) кг/м³, т. е. близка к значению, определ. по радиолокац. измерениям диэлектрич. проницаемости для всей планеты; она соответствует базальтам массивной текстуры с низкой пористостью. На панорамах (см. вкл. XXXI) видны выходы коренных пород наряду с эродированным материалом; развалы камней могут быть результатом смещений в коре и служить подтверждением тектонической активности на В. В целом поверхность В.— это горячая сухая каменистая пустыня.

Космич. исследования показали, что собств. магнитного поля у В. нет (менее 1/5000 земного). Дневная ионосфера, имеющая осн. максимум электронной концентрации $\sim 2\cdot 10^5$ $см^{-3}$ на выс. ~150 км, образована в осн. ионами O_2 и O^+ и из-за отсутствия собств. магнитного поля В. она сильно поджата к планете давлением *солнечного ветра*, поэтому резкий спад электронной концентрации наблюдается на уровне ~500 км. Здесь возникает ударная волна с узким фронтом толщиной в неск. десятков км. С ночной стороны ионосфера простирается до выс. более 3000 км, со ср. концентрацией электронов 10^3—10^4 $см^{-3}$. Здесь также отмечаются локальные максимумы на выс. 120 и 140 км, где концентрация электронов возрастает в 5—10 раз.

М. Я. Маров.

«ВЕНЕ́РА» — наименование советских межпланетных КА, запускаемых к планете *Венера* начиная с 1961. КА, помимо науч. аппаратуры, имеют комплект бортовой аппаратуры, включающий системы ориентации, энергопитания от СБ, КТДУ, радиосистему дальней связи и измерения орбиты и др.

КА «В.-1» (рис. 1) запущен 12.2.1961; масса 643,5 кг. 19—20 мая 1961 прошёл на расстоянии ~100 тыс. км от Венеры и вышел на орбиту ИСС с высотой в перигелии 106 млн. км, с высотой в афелии 151 млн. км.

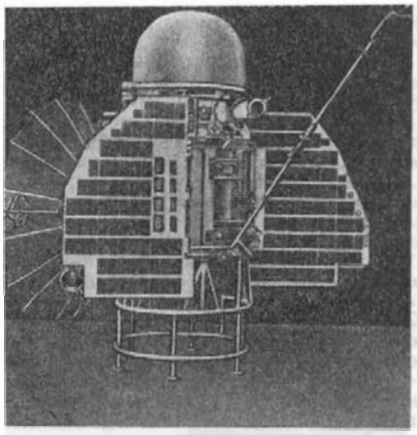


Рис. 1. КА «Венера-1»

КА «В.-2» (рис. 2) запущен 12.11.1965 с целью сближения с Венерой; масса 963 кг. КА имел отсек с фототелевиз. системой и комплекс науч. аппаратуры для изучения космич. пространства. 27.2. 1966 «В.-2» прошёл на расстоянии 24 тыс. км от поверхности Венеры и вышел на орбиту ИСС с выс. в перигелии ~107 млн. км, с выс. в афелии ~179 млн. км.

КА «В.-3» запущен 16.11.1965 с целью достижения поверхности планеты Венера; масса 960 кг. КА имел спускаемый ап-

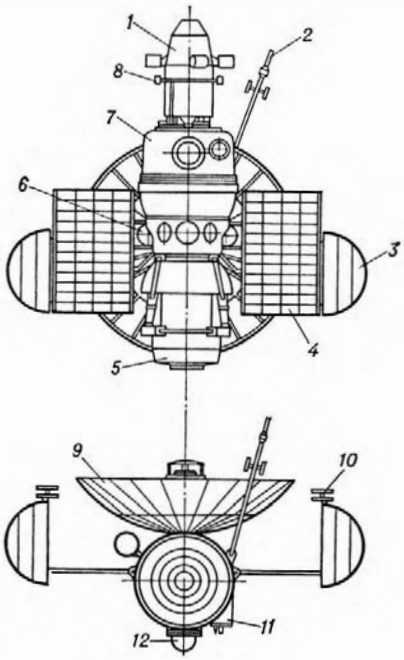


Рис. 2. КА «Венера-2»: *1* — корректирующая двигательная установка; *2* — штырь магнитометра; *3* — радиатор системы терморегулирования; *4* — панель солнечной батареи; *5* — отсек фотоаппаратуры; *6* — баллон системы ориентации; *7* — орбитальный отсек; *8* — микродвигатель системы ориентации; *9* — остронаправленная антенна; *10* — малонаправленная антенна; *11* — датчик постоянной солнечной радиации; *12* — датчик точной звёздной и солнечной ориентации

парат (СА) в виде шара диам. 0,9 м с теплозащитным покрытием. Посадка на поверхность планеты была предусмотрена с помощью парашютной системы. В СА находились радиосистема, науч. аппаратура, источники питания. В полёте было проведено 63 сеанса радиосвязи, осуществлена коррекция траектории, обеспечившая попадание КА на планету. 1.3.1966 КА достиг поверхности Венеры, осуществив первый в мире перелёт на др. планету.

КА «В.-4» запущен 12.6.1967; масса 1106 кг (масса СА 383 кг). В полёте проведено 114 сеансов радиосвязи с передачей науч. информации. На расстоянии 12 млн. км от Земли осуществлена коррекция траектории для попадания на планету. 18.10.1967, пройдя расстояние ~350 млн. км, КА вошёл со 2-й космич. скоростью в атмосферу Венеры и от него отделился СА (диам. ~1 м), оснащённый 2 радиопередатчиками дециметрового диапазона, телеметрич. системой, науч. аппаратурой, радиовысотомером, системой терморегулирования, источниками электропитания. После аэродинамич. торможения аппарата скорость снизилась с 10,7 км/с до 300 м/с, затем была введена в действие парашютная система; приборы в течение 1,5 ч спуска на парашюте на ночной стороне планеты измеряли давление, плотность, температуру и химический состав атмосферы Венеры. КА впервые осуществил плавный спуск в атмосфере др. планеты. Получены непосредственные данные о характеристиках атмосферы Венеры в интервале давлений 0,05—1,8 МПа.

«В.-5» (рис. 3) и «В.-6» запущены соответственно 5 и 10 янв. 1969; масса КА по 1130 кг. КА снабжены упрочнёнными СА массой 405 кг с расширенным составом науч. и измерит. аппаратуры для продолжения исследований межпланетной среды и атмосферы Венеры. В полёте проводились регулярные сеансы радиосвязи (73 сеанса — с «В.-5», 63 сеанса — с «В.-6») и приём научной информации (на частоте 922,763 МГц). После выполнения предусмотренной коррекции траектории на расстоянии 15,5—15,7 млн. км от Земли КК достигли Венеры 16 и 17 мая 1969; СА с науч. аппаратурой отделились от КА, и в результате аэродинамич. торможения в атмосфере планеты их скорость снизилась с 11,17 км/с до 210 м/с; затем были приведены в действие парашютные системы и СА совершили плавный спуск в атмосфере в течение 51—53 мин на ночной стороне планеты.

Рис. 4. Общий вид КА «Венера-9»: *1* — орбитальный аппарат; *2* — спускаемый аппарат; *3* — научная аппаратура; *4* — остронаправленная антенна; *5* — блок баков; *6* — радиатор горячего контура системы терморегулирования; *7* — прибор ориентации на Землю; *8* — прибор ориентации на звезду; *9* — прибор ориентации на Солнце; *10* — малонаправленная антенна; *11* — приборный отсек; *12* — баллон системы ориентации; *13* — радиатор холодного контура системы терморегулирования; *14* — газовые сопла системы ориентации; *15* — магнитометр; *16* — панель солнечной батареи

Совм. полёт КА позволил получить большой объём информации, включая уточнённые данные об атмосфере Венеры в интервале давлений 0,05—2,7 МПа, т. е. до более глубоких слоёв атмосферы, чем при полёте «В.-4».

КА «В.-7» запущен 17.8.1970. Масса 1180 кг (масса СА ~ 500 кг). На трассе полёта были проведены две коррекции траектории, обеспечившие попадание на планету. 15.12.1970, пройдя ~320 млн. км, КА достиг Венеры; СА, рассчитанный на давление 18 МПа и темп-ру 530 °С, совершил спуск на парашюте на поверхность Венеры. Радиосигналы на участке спуска принимались в течение 35 мин, с поверхности — в течение 22 мин 58 с. В СА находились радиосистема, науч. аппаратура, источники питания. В месте посадки «В.-7» темп-ра поверхности составила (475±20) °С, давление (9±1,5) МПа.

КА «В.-8» запущен 27.3.1972; масса 1184 кг (масса СА 495 кг). В полёте было проведено 86 сеансов радиосвязи, осуществлена коррекция траектории. 22.7. 1972, пройдя более 300 млн. км, КА достиг Венеры. Впервые вход в атмосферу и посадка СА осуществлялись на освещённую Солнцем сторону планеты. Науч. аппаратура СА предназначалась для решения задач: исследования атмосферы (измерения темп-ры и давления); измерения освещённости в атмосфере и у поверхности планеты; определения скорости ветра на разл. уровнях в атмосфере; определения содержания аммиака в атмосфере; измерения перегрузок, возникающих на участке аэродинамич. торможения; определения физ. характеристик

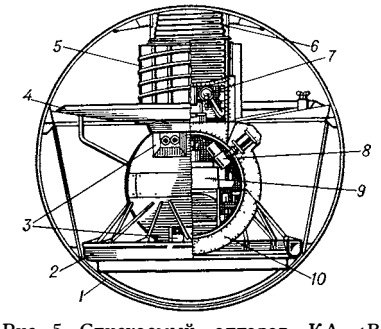


Рис. 5. Спускаемый аппарат КА «Венера-9»: *1* — теплозащитный корпус; *2* — посадочное устройство; *3* — научная аппаратура; *4* — аэродинамическое тормозное устройство; *5* — антенна; *6* — отсек парашютной системы; *7* — отсек научной аппаратуры, работающей в облачном слое; *8* — телефотометр; *9* — служебная аппаратура; *10* — теплоизоляция

поверхностного слоя и характера поверхностных пород в месте посадки. Работа бортовых систем СА продолжалась на участке парашютирования ~ 1 ч и на поверхности 50 мин 11 с. Параметры атмосферы на дневной и ночной сторонах оказались близкими; в месте посадки «В.-8» темп-ра составила (470 ± 8) °С, давление (9 ± 0,15) МПа.

«В.-9» и «В.-10» — КА нового типа. «В.-9» запущен 8.6.1975, «В.-10» — 14.6. 1975. Масса КА 4936 и 5033 кг (масса каждого СА с теплозащитным корпусом 1560 кг). «В.-9» и «В.-10» включают каждый собственно КА и СА (рис. 4 и 5). Осн. силовой элемент КА — блок баков, на нижнем днище к-рых закреплены РД, на верхнем — приборный отсек, выполненный в форме тора. В верхней части КА находится переходник для крепления СА. В приборном отсеке размещены системы управления, терморегулирова-

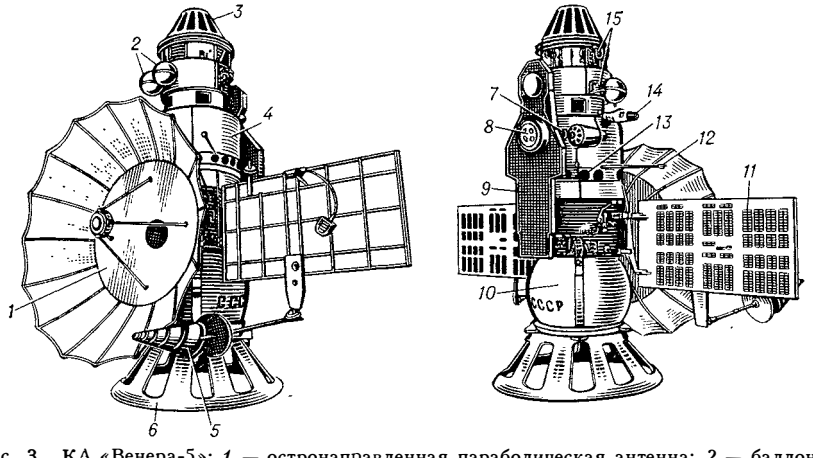


Рис. 3. КА «Венера-5»: *1* — остронаправленная параболическая антенна; *2* — баллоны корректирующей двигательной установки; *3* — корректирующая двигательная установка; *4* — орбитальный аппарат; *5* — малонаправленная антенна; *6* — технологическая подставка; *7* — датчик солнечной ориентации; *8* — прибор астроориентации; *9* — близкозащитный экран; *10* — спускаемый аппарат; *11* — панель солнечной батареи; *12* — температурный датчик отделения спускаемого аппарата; *13* — ионная ловушка; *14* — счётчик частиц космических лучей; *15* — сопла пневмосистемы

ния и др. СА имеет прочный корпус сферич. формы (рассчитан на внеш. давление 10 МПа), покрытый внеш. и внутр. теплоизоляцией. В верхней части к СА крепится аэродинамич. тормозное устройство, в нижней — торовое посадочное устройство. В СА установлены приборы радиокомплекса, оптико-механич. ТВ устройство, аккумулятор, блоки автоматики, средства терморегулирования, науч. приборы. СА помещён внутри теплозащитного корпуса сферич. формы (диам. 2,4 м), защищающего его от высоких темп-р на всём участке торможения. В полёте с «В.-9» и «В.-10» было проведено по две коррекции траектории. За двое суток до подлёта к планете от КА были отделены СА, к-рые совершили мягкую посадку (22 и 25 окт. 1975) на невидимую в это время с Земли освещённую сторону Венеры. После отделения СА космич. аппараты были переведены на пролётные траектории, а затем выведены на орбиты искусств. спутников планеты (см. *Искусственные спутники Венеры*). Для передачи науч. информации была реализована необходимая баллистич. схема, обеспечившая требуемое пространств. взаимное положение КА и СА. Информация, полученная каждым СА, передавалась на свой КА, ставший к этому времени ИСВ, и ретранслировалась на Землю. СА вошёл в атмосферу планеты под углом 20—23°. После аэродинамич. торможения осуществлялся спуск на парашютах в течение 20 мин (для проведения исследования облачного слоя), затем был сброшен парашют и осуществлён быстрый спуск. СА оснащён комплексом науч. аппаратуры, включающим панорамный телефотометр для изучения оптич. свойств и получения изображения поверхности в месте посадки; фотометр для измерения световых потоков в зелёных, жёлтых и красных лучах и в двух участках ИК лучей; фотометр для измерения яркости атмосферы в ИК спектре и определения хим. состава атмосферы методом спектрального анализа; датчики давления и темп-ры; акселерометры для измерения перегрузок на участке входа в атмосферу; масс-спектрометр для измерения хим. состава атмосферы на выс. 63—34 км; анемометр для определения скорости ветра на поверхности планеты; гамма-спектрометр для определения содержания естеств. радиоактивных элементов в венерианских породах; радиац. плотномер для определения плотности грунта в поверхностном слое планеты.

«В.-11» и «В.-12» (модификация КА «В.-9») запущены соответственно 9 и 14 сент. 1978; масса 4450 и 4461 кг (масса СА с теплозащитным корпусом 1600 и 1612 кг). Конструктивно «В.-11» и «В.-12» аналогичны «В.-9» и «В.-10». В полёте с «В.-11» и «В.-12» было проведено по две коррекции. За двое суток до подлёта к планете от КА были отделены СА, совершившие мягкую посадку 21.12.1978 («В.-12») и 25.12.1978 («В.-11») на расстоянии 800 км один от другого. После отделения СА космич. аппараты были переведены на пролётные траектории и стали обращаться вокруг Солнца. Для передачи науч. информации была реализована баллистич. схема, обеспечившая требуемое пространств. взаимное положение КА и СА. Информация, полученная каждым СА, передавалась на свой КА, затем ретранслировалась на Землю. СА вошёл в атмосферу планеты под углом ~ 20°. После аэродинамич. торможения осуществлялся спуск на парашюте в течение 10 мин (для проведения исследования облачного слоя), затем был сброшен парашют и осуществлён быстрый спуск на поверхность. СА оснащён комплексом науч. аппаратуры: масс-спектрометром и газовым хроматографом для проведения тонкого хим. анализа атмосферы, нефелометром и рентгенофлюоресцентным анализатором для определения хим. состава аэрозолей, измерителем характеристик солнечного излучения, измерителем электрич. активности в атмосфере, датчиками давления и температуры, акселерометрами для измерения перегрузок.

На КА «В.-11» и «В.-12» наряду с сов. аппаратурой для исследования корпускулярного, гамма- и рентгеновского излучения Солнца и Галактики была установлена также франц. аппаратура для проведения экспериментов по изучению характера солнечного ветра, гамма-излучения Солнца, гамма-всплесков космич. происхождения, регистрации дискретных источников гамма-излучения с высокой разрешающей способностью путём совместной работы с ИСЗ «*Прогноз-7*», имеющего аналогичную аппаратуру. Науч. аппаратура на КА «В.-11» и «В.-12» проводила регистрацию данных на трассе полёта Земля — Венера и после пролёта планеты Венера.

КА «В.-13» и «В.-14» выведены на орбиту соответственно 30.10.1981 и 4.11. 1981. По конструкции и назначению аналогичны КА «В.-11» и «В.-12». В программу полёта входят также исследования характеристик солнечного ветра, космич. лучей и межпланетной плазмы. На КА наряду с сов. науч. аппаратурой установлены приборы, созданные во Франции и Австрии. СА КА «В.-13» и «В.-14» по конструкции аналогичны «В.-9» и «В.-10»; их масса составляет 4363 и 4363,5 кг соответственно. Масса СА с теплозащитным кожухом 1645 кг, масса посадочного аппарата 760 кг. В полёте были проведены 2 коррекции. Мягкая посадка на Венеру совершена 1 и 5 марта 1982 соответственно. КА после отделения СА переведены на пролётную траекторию и вышли на гелиоцентрич. орбиту. На СА установлена аппаратура, аналогичная аппаратуре «В.-9» и «В.-10». Дополнительно (в отличие от КА «В.-9» и «В.-10») получены цветные панорамы места посадки, а с помощью грунтозаборного устройства взяты пробы грунта внутрь СА и проведён его хим. анализ.

КА «В.-15» и «В.-16» выведены на орбиту 2 и 7 июня 1983. Их масса 5250 и 5300 кг соответственно. Предназначены для исследования Венеры с орбиты ИСВ. Выведены на орбиту ИСВ 10 и 14 окт. 1983. Запуски осуществлялись РН «Молния» («В.-1» — «В.-8»), РН «Протон» с дополнит. 4-й ступенью («В.-9» — «В.-16»). *Е. И. Попов.*

ВЕНТИЛЯ́ЦИЯ (от лат. ventilatio — проветривание) в кабине космического корабля — циркуляция воздуха с помощью вентиляторов, необходимость к-рой вызвана тем, что в космич. полёте вследствие невесомости отсутствует конвективное перемешивание воздуха, соответственно нарушается теплоотдача от человека и появляются застойные температурные зоны. При длит. пребывании человека в кабине скорость движения воздуха должна быть ок. 0,2 м/с при относит. влажности 30—70% и темп-ре (20 ± 3) °С. В. подскафандрового пространства должна обеспечивать удаление выделяемых космонавтом углекислого газа и влаги. При больших колебаниях внеш. темп-ры, влагосодержании 5—8 г/м³ и физ. активности космонавта в скафандр необходимо подавать не менее 250 л/мин газовой смеси при темп-ре от 10 до 22 °С.

ВЕРНЬЕ́РНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — см. *Управляющие ракетные двигатели.*

«ВЕРОНИ́КА» (Véronique) — французская высотная исследовательская одноступенчатая ракета, созданная Лабораторией баллистических и аэродинамических исследований. Разработка «В.» начата в 1949, полёты с науч. аппаратурой в 1959. Конструкция «В.» многократно усовершенствовалась. В несущих стальных баках содержатся окислитель — азотная кислота и горючее — типа керосина («В.-N», «В.-NA») или скипидар. Компоненты топлива вытесняются в камеру ЖРД (где давление достигает ~ 2 МПа) газом, который образуется в газогенераторе наддува при сгорании азотной кислоты с фурфуриловым спиртом и последующем впрыске в продукты сгорания раствора нитрата аммония. В «В.-N» и «В.-NA» устанавливался ЖРД с регенеративно охлаждаемой камерой (окислителем); зажигание топлива производилось при помощи пускового горючего (фурфуриловый спирт). ЖРД последующих модификаций «В.» — с однотенной камерой, к-рая аналогична по конструкции применяемой в ЖРД «*Валуа*».

Кот Феликс, совершивший полёт в носовом корпусе ракеты «Вероника» (18 октября 1963)

Начиная с высоты неск. десятков м, устойчивый полёт «В.» обеспечивается хвостовыми стабилизаторами, а до этого — тросами, к-рые крепятся к концам двухметровых стержней, монтируемых на стабилизаторах; тросы сматываются с одинаковой скоростью с барабана ПУ. Полезный груз тормозится на участке спуска спец. аэродинамич. устройством и парашютом. Часть результатов науч. измерений передаётся на Землю с помощью телеметрич. системы. С 1968 пуски «В.» производятся с космодрома Куру (ранее — с космодрома Хаммагир). Всего запущено св. 100 «В.» (1983).

ВЕРТИКА́Л — большой круг *небесной сферы*, проходящий через *зенит*.

«ВЕРТИКА́ЛЬ» — советская *геофизическая ракета*, используемая для выполнения международной программы сотрудничества социалистических стран в области исследования и использования космического пространства («*Интеркосмос*»). В верх. части ракеты находится высотный зонд с науч. аппаратурой и служебными системами. Имеется две модификации высотных зондов: атмосферный (ВЗА) и астрофизический (ВЗАФ). На ВЗА проводятся исследования разл. параметров верхней атмосферы и ионосферы и их связи с солнечным УФ излучением. Он имеет форму эллипсоида вращения дл. ~ 2 м и диам. ~ 1 м. Общая масса науч., радиотелеметрич. аппаратуры, источников питания и вспомогат. систем 560 кг. В приборном контейнере ВЗА устанавливается комплекс науч. аппаратуры для

Ракета «Вертикаль»

зондовых, радиофизич., фотометрич. и масс-спектрометрич. исследований, разработанный и изготовл. специалистами НРБ, ВНР, ГДР, ПНР, СРР, СССР и ЧССР. Запускается на выс. 500 и 1500 км. Траектория полёта ВЗА близка к вертикальной. После отделения от ракеты в конце активного участка на выс. 130 и 170 км (соответственно) зонд стабилизируется с помощью гироскопич. системы и ориентируется на Солнце с погрешностью 1°. После завершения программы измерений ВЗА не спасается. ВЗАФ предназначен для исследований УФ и рентгеновского излучений Солнца и его поглощения в атмосфере. Спасаемый контейнер астрофизич. зонда имеет сферич. форму диам. ~ 1,5 м; масса 860 кг; запускается на выс. 500 км. В приборном контейнере на стабилизированной платформе устанавливается науч. аппаратура для спектральных и фотографич. исследований солнечной короны; разработана специалистами ПНР, СССР и ЧССР. После отделения от ракеты в конце активного участка астрофиз. зонд стабилизируется по трём осям с помощью реактивной системы управления (на сжатом газе) с погрешностью 1°, а платформа обеспечивает наведение приборов на Солнце с погрешностью ~ 10″. После завершения программы зонд с науч. аппаратурой и материалами эксперимента спускается на Землю с помощью парашютной системы. В р-не запуска «В.» проводились измерения поглощения радиоволн на фиксированных частотах 1, 1,5 и 2 МГц наземными установками «Степь» (СССР) и АМА (ГДР).

При первых двух пусках использовалась базовая геофизич. ракета Р5В, в остальных — более мощные ракеты.

«ВЕРТИКА́ЛЬНЫЙ КОСМИ́ЧЕСКИЙ ЗОНД» — советский КА для изучения верхних слоёв атмосферы Земли и околоземного космич. пространства методом вертик. зондирования. Осн. задача: получение данных о распределении по высоте характеристик ионосферы (концентрация электронов и положит. ионов, темп-ра электронов), общей интенсивности космич. лучей и доз радиации за разл. защитами во время полёта в поясах радиации, плотности нейтрального водорода. Кроме науч. аппаратуры, на борту КА находились радиометрич. система для передачи науч. информации и аппаратура радиоизмерения траектории. Запущен 12.10. 1967 с помощью РН на выс. 4400 км.

ВЕСТИБУЛОМЕТРИ́Я [от лат. vestibulum — преддверие (в частности — преддверие лабиринта) и греч. metréō — измеряю] — комплекс методических приёмов исследования функции вестибулярного анализатора. Сущность В. заключается в оценке реакций, возникающих в ответ на раздражение рецепторов вестибулярного анализатора (см. *Вестибулярные раздражители*). В клинич. практике обычно проводят качеств. анализ вестибулярных реакций (наличие и характер реакции), но за последние десятилетия разработаны методы их количеств. оценки. С этой целью применяются раздражения угловыми ускорениями, полученными на *вращающихся установках*, и электрическая стимуляция лабиринта — способы, позволяющие точно дозировать величину и продолжительность действия вестибулярных раздражителей. Объективная регистрация вестибулярных реакций, поддающихся количественному анализу, даёт возможность при этих способах раздражения определять пороги чувствительности и реактивность вестибулярного анализатора в ответ на возрастающие вестибулярные стимулы. В качестве таких реакций обычно используются кажущиеся ощущения противовращения (иллюзии) и вестибуло-соматич. рефлексы (глазодвигат. реакции и перераспределение мышечного тонуса). Динамич. В. применяется с целью определения изменений функционального состояния вестибулярного анализатора под влиянием патологич. процессов или действия разл. факторов внеш. среды. В. служит также для оценки эффекта вестибулярной тренировки.

ВЕСТИБУЛЯ́РНАЯ ТРЕНИРО́ВКА — комплекс мероприятий, повышающих устойчивость организма к воздействиям *вестибулярных раздражителей*. В. т. включает физ. упражнения (активная тренировка), обязательная составная часть к-рых — движения, вызывающие раздражение вестибулярного рецептора (наклоны, повороты, прыжки, упражнения на снарядах — батуте, перекладине и т. п.), а также повторные воздействия на организм (пассивная тренировка) угловых и прямолинейных ускорений, напр. на *вращающихся установках*. Особый раздел В. т. — тренировка на ЛА. В результате В. т. повышается способность удерживать равновесие и ориентироваться в пространстве и вместе с тем подавляются неблагоприятные вестибуловегетативные реакции.

ВЕСТИБУЛЯ́РНЫЕ РАЗДРАЖИ́ТЕЛИ — внешние воздействия, под влиянием к-рых наступает ответная реакция возбуждения вестибулярного анализатора: изменения скорости при движениях, значения и направления силы тяжести. Это так называемые адекватные В. р., восприятие к-рых обусловлено строением и функцией вестибулярного анализатора. Кроме того, вестибулярные реакции можно получить в ответ на термич. и электрич. стимуляцию лабиринта и вестибулярного нерва (калорич. и гальванич. проба); это т. н. неадекватные В. р. Использование дозированных В. р. позволяет оценивать чувствительность и реактивность вестибулярного анализатора (см. *Вестибулометрия*).

ВЕТРОВЫ́Е ЗАХВА́ТЫ — устройства и приспособления, обеспечивающие в период подготовки РН к пуску её надёжное удержание на ПУ при воздействии ветра со скоростью, при к-рой пуск ракеты возможен (т. н. рабочего ветра). Особо нуждаются в В. з. незаправл. РН, установл. на ПУ. Конструктивно В. з. выполняются в виде сдвижных или поворотных захватов, стяжек, тяг и т. п., крепящих, как правило, торцевую часть РН к ПУ. Постановка В. з. осуществляется сразу же после установки РН на ПУ; они отводятся после заправки перед пуском ракеты. В. з. приводятся в действие с помощью электрич., пневматич. или гидравлич. приводов, управляемых дистанционно; возможны также ручная постановка и снятие В. з. Для удержания РН на ПУ при штормовом ветре, когда пуск РН уже невозможен, применяют спец. штормовые крепления. Иногда штормовые крепления и В. з. объединяют в одну конструкцию.

ВЕ́ТРЫ в верхней атмосфере — массовые движения нейтральных частиц атмосферы (движения заряженных частиц называются дрейфами).

Запуски ракеты «Вертикаль»

Ракета	Дата запуска	Высота подъёма зонда, км	Научные задачи	Страны, участвующие в эксперименте
«Вертикаль-1»	28.11. 1970	487	Исследование УФ и рентгеновского излучений Солнца, ионосферы, метеорного вещества	НРБ, ВНР, ГДР, ПНР, СССР, ЧССР
«Вертикаль-2»	20.8. 1971	463	То же	То же
«Вертикаль-3»	2.9. 1975	502	Исследование атмосферы и ионосферы Земли, а также взаимодействия КВ излучения Солнца с атмосферой Земли	НРБ, ГДР, СССР, ЧССР
«Вертикаль-4»	14.10. 1976	1512	То же	НРБ, ГДР, СССР, ЧССР
«Вертикаль-5»	30. 8. 1977	500	Исследование КВ излучения солнечной короны и метеорного вещества	ПНР, СССР, ЧССР
«Вертикаль-6»	25.10. 1977	1500	Комплексные исследования параметров верхней атмосферы и ионосферы Земли, а также взаимодействия КВ излучения Солнца с атмосферой Земли	ВНР, НРБ, СССР, ЧССР
«Вертикаль-7»	3.11. 1978	1500	То же	НРБ, ВНР, СРР, СССР, ЧССР
«Вертикаль-8»	29.9. 1979	505	Исследование КВ излучения солнечной короны	ПНР, СССР, ЧССР
«Вертикаль-9»	28.8.1981	500	Исследование УФ излучения Солнца	ПНР, ЧССР, СССР
«Вертикаль-10»	21.12. 1981	1510	Исследование параметров верхней атмосферы и ионосферы Земли и поглощения КВ излучения Солнца	НРБ, ВНР, ПНР, СРР, СССР, ЧССР

Измерения скорости и направления В. производятся прослеживанием (оптич. или радиолокац.) взвешенных в атмосфере частиц, как естественных (метеорные следы, серебристые облака), так и искусственных (облака, выпущенные с ракет, надувные сферы и др.). Нек-рые усреднённые данные о В. получены по изменению наклонений орбит ИСЗ.

Картина В. весьма сложна; для её изучения В. разделяют на преобладающий, суточную, полусуточную и восьмичасовую гармоники и нерегулярный; каждую из этих составляющих расчленяют на зональную (направленную вдоль параллелей), меридиональную и вертик. компоненты и затем изучают изменения каждой компоненты с высотой, широтой и сезоном. На высотах меньше 80—90 км зональная компонента В. намного больше меридиональной (В. близок к геострофическому, возникающему под действием сил Кориолиса и градиента давления, уравновешивающих друг друга), а на бо́льших высотах растёт меридиональная компонента, к-рая на выс. 120—130 км становится сравнимой с зональной.

Преобладающий В. на выс. 30—80 км направлен зимой с запада на восток, а летом — с востока на запад, причём макс. скорости 70—80 м/с отмечены на выс. 60—70 км. Вблизи 100 км происходит резкое изменение направления, так что на выс. 100—120 км В. направлены с запада на восток летом и с востока на запад в остальные сезоны. Вклад преобладающего ветра уменьшается с высотой, а вклад суточной и полусуточной гармоник растёт, так что вблизи 100—110 км, где скорости преобладающего В. 10—30 м/с, суммарная макс. скорость обычно ~120 м/с.

Суточная и полусуточная гармоники сравнимы в низких широтах (где их амплитуды лежат обычно в пределах 25—50 м/с), а в ср. и высоких широтах преобладает полусуточная гармоника (так, на широте 55° и выс. 90—100 км зарегистрированы амплитуды полусуточной гармоники 30—40 м/с, суточной — 10—15 м/с, восьмичасовой — 5—10 м/с, преобладающего В.— 15—20 м/с). Широтная зависимость полусуточной компоненты обнаруживает заметный максимум на 50—60°. Вектор, указывающий направление суточной и полусуточной гармоник на данной высоте, описывает эллипс (соответственно — один и два раза за сутки), вращаясь, как правило, в северном полушарии по часовой стрелке (если смотреть сверху), а в южном — против, причём форма и положение осей эллипса меняются с широтой и сезоном. Амплитуда полусуточной гармоники быстро убывает на выс. 110—140 км, а выше преобладают суточные вариации В., отражающие растекание воздуха от дневного максимума темп-ры и плотности к ночному минимуму.

Меридиональная компонента днём направлена к полюсам, ночью — к экватору, а зональная утром и днём — с востока на запад, вечером и ночью — с запада на восток, причём на выс. 250—300 км в экваториальной обл. дневные В. имеют скорости 50—150 м/с, а ночные— 250—300 м/с. В результате получается среднесуточная компонента, направленная с запада на восток, т. е. атмосфера в целом в своём движении неск. обгоняет вращение Земли; это явление наз. с у п е р р о т а ц и е й.

Вертик. компонента В. имеет значение 0,1 м/с на выс. 100 км и 1 м/с на выс. 200—300 км; регистрируемые иногда вертик. скорости порядка 10 м/с обычно имеют знакопеременный по высоте характер и, видимо, отражают волновые движения. На выс. 200—300 км утром и днём вертик. компонента направлена вверх, а вечером и ночью — вниз.

Нерегулярная составляющая является отражением как распространяющихся в атмосфере волн, так и (на высотах меньше 105—110 км) турбулентных пульсаций. Взаимодействием вызванных гравитац. силами волн, приходящих снизу, объясняют наличие на выс. 80—130 км области т. н. ветровых сдвигов — резких и многочисленных изменений скорости и направления В. по высоте, где вертикальные градиенты В. составляют в среднем 10 м/с на 1 км, а в одном проценте случаев превышают 70 м/с на 1 км.

Описанная выше картина В. относится к магнитно-спокойным периодам. Во время *магнитных бурь* в полярных областях зарегистрированы движения с весьма большими скоростями — 0,5—1,5 км/с, причём вызванные притяжением волны от этих областей распространяются в нижние широты.

В., возникая в осн. под действием градиентов давления, являющихся следствием различного теплового режима разных областей, оказывают обратное влияние на пространств. распределения и временны́е вариации плотности, темп-ры и состава (причём не только нейтральных, но и заряж. частиц, составляющих ионосферу) и вызывают разнообразные явления в верх. атмосфере (см. *Атмосфера верхняя*). Так как скорости В. и дрейфов различны (из-за взаимодействия ионов с геомагнитным полем), то возникает трение между нейтральными и заряж. частицами, к-рое по-разному проявляется на разл. высотах: вблизи 100—110 км (где частота ион-нейтральных столкновений во много раз больше частоты вращения ионов вокруг силовых линий — т. н. гирочастоты) нейтральные частицы увлекают за собой ионы, последние пересекают магнитные силовые линии, за счёт чего возникают токи (т. н. механизм атмосферного динамо), вызывающие флуктуации геомагнитного поля. На высотах больше 140—150 км, где гирочастота ионов намного больше частоты ион-атомных столкновений, ионы двигаются лишь вдоль силовых линий и тормозят движение нейтральных частиц поперёк силовых линий. Этим фактом можно объяснить описанное выше различие дневных и ночных скоростей В. и явления суперротации, т. к. днём ионная концентрация больше и торможение ими нейтральных частиц сильнее. Наличием описанных выше ветровых сдвигов удаётся объяснить возникновение спорадических весьма узких слоёв повыш. концентрации ионов и электронов в ионосфере. *М. Н. Изаков.*

ВЕТЧИ́НКИН Владимир Петрович (1880—1950) — советский учёный в области аэродинамики и динамики полёта, доктор технич. наук, проф. (1927), засл. деят. науки и техники РСФСР (1946). В 1915 окончил Моск. технич. уч-ще (МТУ, ныне МВТУ). Один из организаторов авиац. расчётно-испытат. бюро при МТУ (1916) и ЦАГИ им. Н. Е. Жуковского (1918). С 1921 занимался проблемами реактивного полёта и межпланетных путешествий; в 1925—27 — вопросами динамики крылатых ракет и реактивных самолётов. В. провёл математич. анализ движения ракет при вертик. подъёме в разл. случаях (1935), теоретически определил силы, действующие на крыло при сверхзвуковых скоростях полёта, потребное кол-во топлива при разл. режимах движения самолёта и ракеты

В. П. Ветчинкин

И. Винклер

(1934—37). Принимал участие в деятельности РНИИ в качестве консультанта и эксперта. Гос. пр. СССР (1943). Награждён 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденом Красной Звезды. Именем В. назв. кратер на Луне.

ВИБРОИСПЫТА́НИЯ — один из видов испытаний узлов, агрегатов и систем РН, КА и *стартового комплекса* с целью оценки их работоспособности при вибрационных нагрузках. В. проводят при отработке элементов *космического комплекса* на вибростендах, оснащённых соответствующей измерит. аппаратурой.

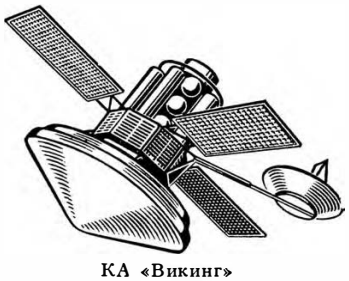
ВИЗИ́РЫ (нем. Visier, от лат. viso — смотрю, обозреваю) — визуальные оптические системы, используемые космонавтами для визирования (фиксации направления) наземных объектов, РН и КА, небесных светил и выполнения наблюдений. Приёмником излучения в В. является глаз наблюдателя. Оптич. В. КК «Восток» позволял контролировать положение КК относительно Земли и выполнять с помощью ручного управления его трёхосную орбитальную ориентацию. В. КК «Союз» используется для построения трёхосной ориентации и наблюдения за другим КК при причаливании. В. КК «Аполлон» и орбит. станций серии «Салют» позволяют визировать звёзды или горизонт планеты. С помощью В. выполняется наведение телескопов и др. приборов на объект наблюдения; определяется часть видимого пространства, попадающая в поле зрения того или иного прибора; производится корректировка гироприборов; осуществляются навигац. измерения и т. д.

«ВИ́КИНГ» (Viking) — американская высотная исследовательская ракета, созданная компанией «Гленн Л. Мартин» (Glenn L. Martin) во 2-й пол. 40-х гг. «В.» нач. серии («В.-1—7») имели дл. 13,8—14,8 м, диам. 0,81 м, стартовую массу 4,4—5,2 т; соответствующие хар-ки ракет последующей серии («В.-9—12»): 12,8—13,7 м, 1,14 м, 6,6—6,8 т. На «В.» устанавливался ЖРД RMI 20000 C1 (XLR10-RM-2), работавший на двухкомпонентном топливе (окислитель — жидкий кислород, горючее — водный раствор этилового спирта) с соотношением компонентов 1,11. Параметры ЖРД: номин. тяга 93 кН, уд. импульс на земле ~ 1900 м/с, номин. время работы в полёте ~ 70 с и ~ 100 с — для «В.» 1-й и 2-й серий (соответственно). RMI 20000 C1 имеет камеру, ТНА, парогазогенератор, рулевые сопла крена и др. элементы. Управление по тангажу и курсу обеспечивается поворотом камеры в кольцевом карданном подвесе, смонтиров. на форсуночной головке.

Отделяемая головная часть «В.», тормозимая на участке спуска атмосферой, содержит аппаратуру и приборы для фо-

тосъёмки земной поверхности, измерения физ. характеристик верхней атмосферы и ионосферы, изучения солнечной и космич. радиации и т. д. Часть результатов науч. измерений вместе с регистрируемыми параметрами ДУ передавалась на Землю при помощи телеметрич. системы. В 1949—55 запущено 10 «В.» с полигона Уайт-Сандс и 1 с корабля в Тихом океане. Макс. высота подъёма «В.» 1-й серии — 219 км с полезным грузом 178 кг (1951), «В.» 2-й серии — 254 км с полезным грузом 374 кг (1954). В 1956—57 модифицировав. «В.-13, -14» использовались для полётов по программе создания РН «*Авангард*».

«ВИКИНГ» (Viking) — американские орбитально-посадочные КА для исследования Марса. Масса 3420 кг, выс. 4,9 м. КА состоит из орбитального (ОБ) и посадочного (ПБ) блоков. Масса ОБ (созданного на базе КА «Маринер-8,-9») 2300 кг, в т. ч. топливо для КТДУ 1405 кг,



КА «Викинг»

науч. приборы 57 кг. Выс. ОБ 3,3 м, размах панелей СБ ~ 10 м. Батареи обеспечивают у Земли мощность 1 кВт, у Марса — 0,5 кВт. Предусмотрены также две аккумуляторные никель-кадмиевые батареи ёмкостью по 30 А·ч, включаемые в периоды потребления пиковой мощности и в периоды захода ОБ в тень Марса. Трёхосная система ориентации использует инерциальный измерит. блок, солнечные датчики и датчик Канопуса, а в качестве исполнит. органов — микродвига-

Посадочный блок КА «Викинг»

тели, работающие на сжатом азоте. В системе терморегулирования предусмотрены жалюзи. Радиотехнич. система работает в диапазонах S (~ 2300 МГц) и X (данных нет). Диаметр отражателя остронаправл. антенны 1,5 м. Мощность передатчика 20 Вт, скорость передачи телеметрич. системы до $1{,}62\cdot10^4$ бит/с, общая ёмкость запоминающих устройств $4\cdot10^7$ бит. КТДУ использует ЖРД тягой 1,3 кН, работающий на четырёхокиси азота и монометилгидразине. В состав науч. аппаратуры ОБ входят две ТВ камеры, ИК спектрометр для регистрации водяных паров в марсианской атмосфере и ИК радиометр для получения тепловой карты планеты.

Масса ПБ при старте 1120 кг, при посадке на Марс 577 кг. Корпус — шестигранная призма выс. 0,46 м с поперечным размером 1,5 м. При развёрнутом шасси верхняя грань корпуса находится на выс. 1,8 м от грунта. К корпусу крепятся штанга (дл. 3 м) с метеорологич. приборами и штанга (дл. 3 м) с грунтозаборником. Электропитание от двух радиоизотопных (^{238}Pu) установок общей нач. электрич. мощностью 76 Вт. В системе терморегулирования предусмотрены жалюзи. Радиотехнич. система работает в диапазоне S (~ 2295 МГц) и в дециметровом (~ 380 МГц) диапазоне. Передатчик диапазона S (10 или 20 Вт) служит для передачи информации непосредственно на Землю (до 1012 бит/с), передатчик дециметрового диапазона (30 Вт) — для передачи информации на ОБ (до $1{,}62\cdot10^4$ бит/с), к-рый ретранслирует её на Землю. В системе, обеспечивающей сход ПБ с ареоцентрич. орбиты, торможение и мягкую посадку, используются лобовой экран диам. 3,6 м, восемь ЖРД тягой по 45 Н для схода с орбиты и ориентации ПБ до ввода парашюта (эти и все прочие ЖРД ПБ работают на гидразине), парашют с куполом диам. 16,2 м, 3 верньерных ЖРД с регулируемой тягой (0,4—2,6 кН) для торможения на конечном участке после отделения парашюта, 6 ЖРД тягой по 45 Н на корпусе посадочного блока для ориентации на участке работы верньерных ЖРД, радиовысотомер, выдающий команду на введение парашюта, радиолокатор, выдающий команду на включение верньерных ЖРД, бортовая ЦВМ, в к-рую закладывается программа операций по сходу с орбиты, торможению и посадке. В ЦВМ вводится также программа работы науч. аппаратуры ПБ на Марсе. В состав этой аппаратуры входят масс-спектрометр газов, акселерометры, две фототелевиз. установки, метеорологич. приборы, магниты, тензометры и пр. для исследования физ. свойств грунта, сейсмометр, установка для поиска жизни по таким признакам, как газообмен, обмен веществ и фотосинтез, и др. аппаратура. В последние три прибора пробы грунта закладываются грунтозаборником. Перед запуском ПБ подвергается термич. стерилизации и заключается в кожух, обеспечивающий в дальнейшем биол. изоляцию ПБ. Кожух сбрасывается перед отделением ПБ от ОБ на ареоцентрич. орбите.

КА «В.-1» и «В.-2» были запущены РН «Титан-3Е» 20.8.1975 и 9.9.1975. Они вышли на ареоцентрич. орбиты соответственно 19.6.1976 и 7.8.1976.

КА «В.-1» вышел на нач. ареоцентрич. орбиту с перицентром ~1500 км, апоцентром 50 600 км и наклонением 33,4°; период обращения 42,6 ч; КА «В.-2» — на нач. орбиту с параметрами соответственно 1519 км, 35 600 км, 55°, 27,4 ч. В дальнейшем оба КА были переведены на синхронную орбиту с перицентром 1500 км над расчётным р-ном посадки ПБ для определения пригодности р-на для посадки. Каждым КА было обследовано несколько р-нов, прежде чем удалось выбрать р-ны, удовлетворяющие необходимым требованиям. ПБ КА «В.-1» совершил мягкую посадку на Марс 20.7.1976, ПБ КА «В.-2» — 3.9.1976. Оба ПБ провели исследования при спуске и на поверхности Марса. Получена информация о составе атмосферы (в частности, обнаружен азот), метеорологич. условиях на поверхности, элементном составе и механических свойствах грунта, марсианском ландшафте. Признаков жизни и органич. веществ в грунте не обнаружено, однако выявились неожиданные хим. свойства марсианского грунта. В зимние периоды ПБ КА «В.-2» зарегистрировал на участке посадки появление белых пятен, к-рые считают инеем, состоящим из водяного льда.

ОБ обоих КА «В.» передали по неск. тысяч снимков Марса, а также его спутников. С помощью приборов ОБ составлены тепловая карта Марса и карта содержания водяных паров. Установлено, что полярные шапки планеты, по всей вероятности, состоят в осн. из водяного льда, на к-рый в зимний период почти всюду конденсируется углекислый газ. Ряд признаков указывает на существование слоя вечной мерзлоты. Работа с ОБ «В.-2» была прекращена 25.7.1978 вследствие израсходования бортового запаса рабочего тела (сжатый азот) микродвигателей системы ориентации. Работа с ОБ «В.-1» по той же причине прекращена 7.8.1980. Работа с ПБ «В.-2» закончилась в марте 1980 из-за неполадок в системе энергопитания. Связь с ПБ «В.-1» прекратилась в нояб. 1982. *Д. Ю. Гольдовский.*

«ВИКИНГ» (Viking) — наименование серии французских ЖРД фирмы «Сосьете эропеэн де пропюльсьон» (Société Européenne de Propulsion), используемых на РН «*Ариан*»: на 1-й ступени — 4 ЖРД «В.-5», на 2-й — один ЖРД «В.-4». «В.» явились результатом начатой в 1966 во Франции разработки однокамерного ЖРД с насосной подачей двухкомпонентного самовоспламеняющегося топлива (окислитель — четырёхокись азота, горючее — несимметричный диметилгидразин). Параметры «В.-5»: тяга на земле ~610 кН, в пустоте ~ 690 кН; уд. импульс на земле 2440 м/с, в пустоте 2760 м/с; масса конструкции 695 кг; высота (считая от шарнирного подвеса) 3,03 м; диам. камеры на выходе 1,14 м; время работы 145 с. Параметры «В.-4»: тяга в пустоте ~ 710 кН, уд. импульс в пустоте 2900 м/с, масса конструкции 750 кг, выс. (считая от карданного подвеса) ~ 4 м, диам. камеры на выходе 1,7 м, время работы 136 с. «В.-5» и «В.-4» работают при почти одинаковом расходе топлива (с соотношением компонентов 1,86 и 1,87 соответственно) и близких значениях частоты вращения ТНА (ок. 160 $с^{-1}$) и давления в камере сгорания (5,4 и 5,2 МПа). Конструкция обоих ЖРД максимально унифицирована: в них используются одинаковые камеры сгорания, ТНА, ГГ, автоматика и др. элементы.

Камера «В.» аналогична по конструкции используемой в ЖРД «*Валуа*», но имеет профилированное сопло с горловиной из фенопласта, армированного окисью кремния; теплозащитное покрытие стенки — из окиси циркония. Давление на выходе из камер ~ 50 кПа («В.-5») и 23 кПа («В.-4»). ТНА — мощностью 5,4 МВт, состоит из насоса горючего, двухступенчатой турбины, насоса окислителя и водяного насоса, расположенных на общем валу. Вода (расход ~ 1,5% от расхода топлива) используется для охлаждения ГГ и разбавления его продуктов сгорания, образующихся при сжигании небольшой доли топлива с соотношением компонентов, близким к стехиометрическому. Часть генераторного газа после дополнит. разбавления водой используется для наддува баков 1-й ступени ДУ (баки 2-й

А. П. Виноградов

В. Н. Волков

Б. В. Волынов

ступени наддуваются гелием, хранящимся в баллонах высокого давления), для привода насосов гидросистем управления вектором тяги ЖРД, а также для питания неподвижных рулевых сопел, обеспечивающих управление 2-й ступенью РН по крену.

Автоматика ЖРД работает от сжатого газа (азота). Запуск и выключение ЖРД производятся соответственно путём открытия и закрытия клапанов, установл. на входе в насосы. Нач. раскрутка ТНА осуществляется напором самих рабочих жидкостей, поступающих из баков ДУ (запуск на самотёке топлива). «В.-4» запускается после разделения ступеней РН при работающих вспомогат. РДТТ, к-рые создают перегрузку, исключающую перемешивание жидкостей в баках ДУ с газом наддува. В ЖРД предусмотрены системы регулирования тяги и поддержания заданного соотношения компонентов топлива. ЖРД устанавливается на РН в шарнирном подвесе. «В.-5» может поворачиваться в одной плоскости на угол $\pm 5°$. Четыре таких ЖРД располагаются так, что оси их поворота пересекаются на продольной оси РН; благодаря этому обеспечивается управление РН по тангажу, курсу и крену. Шарнирный подвес «В.-4» является карданным, обеспечивающим поворот ЖРД на угол $\pm 4°$ в плоскостях тангажа и курса.

ВИ́НКЛЕР (Winkler) Иоганн (1897—1947) — немецкий инженер, один из пионеров ракетной техники. С 1929 работал на фирме Юнкерса и занимался созданием ЖРД с целью применения их в качестве ускорителей для самолётов. В. впервые в Европе осуществил пуск жидкостной ракеты (14.3.1931) близ г. Дессау. Компонентами топлива были сжиженные кислород и метан, подаваемые в ЖРД под давлением сжатого азота. Один из создателей нем. Об-ва межпланетных сообщений (1927) и организатор регулярного выпуска печатного органа этого об-ва журнала «Ракета» (1927—29). Именем В. назв. кратер на Луне. Портрет на стр. 59.

ВИ́НКЛЕРА РАКЕ́ТЫ — экспериментальные жидкостные ракеты, разработанные И. *Винклером* в 1929—32 (при финансовой поддержке фабриканта Г. Хюккеля). Ракета HWR-1 (Хюккель — Винклер-ракета) состояла из трёх алюм. баллонов дл. 0,6 м, содержащих 1,7 кг жидких кислорода и метана, а также сжатый азот для вытеснит. подачи топлива. Баллоны располагались параллельно, образуя трёхгранную призму, по оси к-рой устанавливался ЖРД с цилиндрич. камерой сгорания дл. 0,457 м. 14.3.1931 HWR-1 совершила успешный полёт на выс. ~ 100 м. В 1932 разработана ракета HWR-2 нормальной схемы со стартовой массой ~ 40 кг и длиной св. 2 м, но её испытания окончились неудачей.

ВИНОГРА́ДОВ Александр Павлович (1895—1975) — советский геохимик, акад. АН СССР (1953; чл.-корр. 1943), вице-президент АН СССР (1967—75), дважды Герой Социалистич. Труда (1949, 1975). Окончил Военно-мед. академию и хим. ф-т Ленингр. ун-та (1924). Директор Лаборатории геохим. проблем им. В. И. Вернадского АН СССР (с 1945), директор Ин-та геохимии и аналитич. химии им. В. И. Вернадского АН СССР (с 1947), зав. кафедрой геохимии МГУ (с 1953). Исследования В. имеют широкий диапазон — от биогеохимии до космохимии. В. предложил гипотезу универсального механизма образования оболочек планет на основе зонного плавления силикатной фазы и разработал представление о хим. эволюции Земли. Изучал состав метеоритов (разные формы углерода, газов и др.). Разработал проблему химии планет; по данным, полученным с помощью КА, установил наличие базальтич. пород на поверхности Луны и определил состав атмосферы Венеры. Под его руководством было выполнено исследование образцов лунного грунта, доставленных КА «Луна-16» (с поверхности Моря Изобилия) и «Луна-20» (из материкового района). Организовал в Ин-те геохимии и аналитич. химии проведение тонких хим. исследований. Это позволило решить задачу «чистоты» мн. совр. материалов.

В.— чл. ряда зарубежных академий наук; почётный чл. амер. и франц. геологич. обществ; почётный президент Междунар. ассоциации геохимии и космохимии (с 1968); был пред. сов. группы оргкомитета сов.-амер. конференции по космохимии Луны и планет (Москва, 1974). Деп. Верх. Совета РСФСР 3-го созыва. Премия им. В. И. Ленина (1934), три Гос. пр. СССР и Ленинская пр., золотые медали им. В. И. Вернадского, им. М. В. Ломоносова АН СССР. Награждён 6 орденами Ленина, 2 орденами Трудового Красного Знамени и медалями. Именем В. назв. кратер на Луне.

ВКЛЮЧЕ́НИЕ РАКЕ́ТНОГО ДВИ́ГАТЕЛЯ — см. *Запуск ракетного двигателя.*

ВЛАГООТДЕЛИ́ТЕЛЬ, сепаратор влаги — устройство в звене *осушки воздуха* кабины КА или скафандра, используемое для отделения и сбора *конденсата* атмосферной влаги, осаждённого на охлаждённой поверхности теплообменника *холодильника-конденсатора.* Обычно представляет собой пористый *гидрофильный материал,* примыкающий к поверхности охлаждения, с тем или иным способом сбора конденсата, в к-ром капли воды под действием центробежных сил перемещаются к боковой стенке и стекают в сборник конденсата.

ВНЕЗЕМНЫ́Е ЦИВИЛИЗА́ЦИИ (инопланетные) — общества разумных существ, к-рые, возможно, обитают в др. звёздных системах. В Солнечной системе В. ц., вероятно, не существуют; пока остаётся открытым вопрос о существовании В. ц. на Марсе в прошлом. Вероятность существования В. ц. на планетных системах др. звёзд пока не может быть оценена сколько-нибудь достоверно. В 17—19 вв. существовало убеждение в обитаемости чуть ли не каждой планеты и даже Солнца и звёзд. Отсутствие информативных сигналов от В. ц. в быстро увеличивающемся объёме информации, накапливаемой совр. астрономией, приводит всё большее число исследователей к убеждению в чрезвычайной редкости В. ц. (не более неск. В. ц. на Галактику, т. е. 10^{11} звёзд). Науч. анализ проблемы В. ц. сосредоточен на определении вероятности образования планетной системы (с планетами, подходящими по условиям для развития жизни) у звёзд разных типов, возможности возникновения жизни на планете и эволюции её до появления разумных существ. Трудностью этих исследований является единственность известного примера планетной системы и жизни. Наиболее спорен вопрос о длительности существования достаточно развитой цивилизации (т. н. технологич. эры). В частности, этим определяются энергетич. ресурсы В. ц. и, в конечном счёте, возможность её обнаружения. См. *Межзвёздная связь.*

ВНУ́ТРЕННЯЯ БАЛЛИ́СТИКА ракетного двигателя твёрдого топлива — прикладная научная дисциплина, изучающая газодинамические процессы, протекающие в камере РДТТ; является теоретической основой проектирования РДТТ. Внутрибаллистич. расчёт позволяет определить необходимую геометрию *заряда,* площадь горящей поверхности и т. д., а также характер их изменения во времени для обеспечения заданной тяги. С точки зрения В. б. процессы в РДТТ разделяются на квазистационарные и переходные. Квазистационарные соответствуют установившемуся режиму работы РДТТ, когда давление в камере и тяга изменяются во времени медленно или остаются постоянными. Переходные процессы соответствуют запуску, выключению и др. режимам, связанным с резким изменением указанных параметров.

Осн. уравнение В. б. является выражением закона сохранения массы и определяется для случая квазистационарного режима как равенство расхода продуктов сгорания через сопло их притоку от горящей поверхности заряда: $\rho u S = p_к F_* / \beta$, где ρ — плотность твёрдого топлива, u — *скорость горения* топлива, S — поверхность горения, $p_к$ — давление в камере сгорания, F_* — площадь миним. сечения сопла, β — *расходный комплекс.* В простейших случаях (напр., для зарядов торцевого горения или РДТТ с малым *коэффициентом объёмного заполнения*) приход массы продуктов сгорания с разных участков поверхности горения заряда практически одинаков, а параметр u зависит лишь от $p_к$ и темп-ры заряда. Для большинства применяемых топлив наблюдается степенной закон зависимости u от $p_к$. В частности, при $p_к = 4$—7 МПа параметр u составляет для медленно горящих топлив 2—6 мм/с, для топлив со ср. скоростью горения (применяемых в крупных РДТТ) — 6—15 мм/с, для быстро горящих — 30—60 мм/с; соответствующие значения степенного показателя составляют 0,2—0,9; 0,2—0,4; 0,6—0,7. При изменении темп-ры заряда на 10 К скорость горения изменяется в ср. на 2—5%. При расчёте космич. РДТТ, характеризующихся высокими значениями *коэффициента массового совершенства* и коэф. объёмного заполнения, необходимо учитывать также влияние на параметр u скорости потока, деформаций заряда и перегрузок, учитывать изменение давления вдоль заряда, переменную

температуру топлива, химические реакции в продуктах сгорания и т. д.

При расчёте переходных процессов необходимо учитывать зависимость *u* от мгновенных значений $p_к$ и скорости его изменения, изменение темп-ры и состава продуктов сгорания, массу продуктов сгорания воспламенителя, скорость распространения пламени по поверхности заряда при запуске РДТТ, скорость открытия отверстий в корпусе РДТТ при выключении двигателя и т. д. Важная задача В. б.— установление разброса характеристик РДТТ и поиск путей его уменьшения. Анализ результатов испытаний РДТТ позволяет повысить точность последующих расчётов.

ВОДА́ МЕТАБОЛИ́ЧЕСКАЯ — вода, образующаяся в живом организме при окислении в нём различных веществ. При полном окислении 100 г жиров образуется 107 г воды, 100 г углеводов — 55 г воды, 100 г белка — 41 г воды; в среднем на каждую порцию пищи с энергетич. ценностью ~40 кДж должно образоваться ~1 г воды. При расчёте водного баланса космонавта в случае использования системы *регенерации воды* необходимо учитывать В. м.: кол-во выводимой жидкости должно быть больше кол-ва жидкости, поступающей в организм, на кол-во В. м.

ВО́ДНО-СОЛЕВО́Й ОБМЕ́Н — поступление в организм и выведение из него воды и минеральных солей, представляющие собой часть общего обмена веществ между организмом и внешней средой; процессы, тесно связанные и взаимно влияющие друг на друга. Вода поступает в организм в виде напитков (1200 мл за сутки) и с пищевыми продуктами (1000 мл). При окислении в организме белков, жиров и углеводов пищи образуется метаболич. вода (ок. 300 мл). Выделяется вода почками (1500 мл), кишечником (100 мл), кожей и лёгкими (до 900 мл). Принято считать, что внепочечное выделение воды соответствует кол-ву её, принятому в составе пищевых продуктов, в то время как почками выделяется вода, равная по кол-ву воде напитков и метаболич. воде.

Если поступление воды преобладает над выделением, то водный баланс положительный; если кол-во выделенной жидкости больше поступившей, то устанавливается отрицат. баланс, или дегидратация. Соответствие поступления электролитов в организм с выведением их необходимо не только для поддержания изотоничности органич. жидкостей и pH, но и для целого ряда жизненно важных физиол. и биохим. процессов. Так, натрий в основном определяет осмотич. давление внеклеточной жидкости и обусловливает кислотно-щелочное равновесие; калий, являясь осн. клеточным катионом, участвует в синтезе АТФ и фосфокреатинина, и при его недостатке нарушается синтез белков протоплазмы, возникает атония поперечнополосатой мускулатуры, а при недостатке плазматич. калия происходит возбуждение сердечной деятельности и сужение сосудов; кальций обладает широким биол. спектром действия, активируя ферментные системы, участвуя в процессе свёртывания крови. Избыток ионов кальция вызывает усиление сердечных сокращений, а уменьшение — их ослабление. Осн. назначение кальция — формирование костной ткани. Из анионов внеклеточного пространства наиболее важным является хлор. Суточная потребность человека в хлористом натрии 8—15 г, кальции — 0,8—1,5 г, калии — 2—4 г.

В условиях космич. полёта изменения В.-с. о. связаны с перераспределением жидкости в организме, снижением интенсивности процессов реабсорбции воды и солей из почечных канальцев и усилением водного и солевого диуреза. Кроме того, в результате развития атрофич. процессов в мышцах и костной ткани усиливается почечная экскреция азота, фосфора, кальция, калия и серы. Однако выведение организмом жидкости и солей явно не прогрессирует с увеличением продолжительности действия *невесомости*, поскольку процесс адаптации протекает волнообразно, и период отрицательного водно-солевого баланса сменяется периодом накопления жидкости в организме.

У всех космонавтов во время космич. полёта отмечалось выраженное притупление чувства жажды, что приводило к резкому снижению кол-ва поступавшей жидкости. Все эти изменения способствовали развитию в организме дегидратации. Уменьшение массы (гл. обр. в результате влагопотерь) достигало 3—4 кг.

ВОДООБЕСПЕ́ЧЕНИЕ в космическом полёте. При кратковременных полётах КК В. основывается на запасах воды, при длительных — на получении воды путём регенерации из влагосодержащих отходов жизнедеятельности человека и биокомплекса (см. *Регенерация воды*). В.— одна из функций СЖО. Создание на борту КК системы регенерации целесообразно, если длительность полёта близка к 100 чел.-суткам. Источники получения воды — *конденсат* атм. влаги, *транспирационная влага*, сан.-бытовая вода, моча (при расчёте водного баланса космонавта надо учитывать также *воду метаболическую*). Вода регенерируется физико-хим. и биол. методами. При этом возникает задача *обогащения воды*. Вода при сравнительно непродолжительных полётах, а также вода, входящая в состав аварийного запаса, должна подвергаться хим., биол. или физ. обработке с целью сохранения её хим. и органолептич. свойств и качеств. Тара для хранения воды изготовляется из материалов, не влияющих на её свойства, и предварительно стерилизуется.

Химические методы — обработка воды консервирующими средствами. Наиболее перспективно хлорирование воды; недостатки его — сложность автоматизации, выделение хлора в атмосферу кабины, нежелательность хранения на борту КК препаратов, выделяющих активный хлор. Для сохранения качества воды используются препараты серебра (напр., на КК «Восток» и «Восход»). Методы консервации препаратами серебра: контакт воды с посеребрёнными поверхностями (контактный способ), введение в воду растворимых солей серебра и ионов серебра (электролитич. способ). Чистая природная вода с невысоким содержанием органич. веществ и солей в таре из стекла или полиэтилена может быть сохранена до 6 мес.

Биологические методы состоят во введении в воду антибиотиков (хлормицетина, стрептомицина, аурсамицина, террамицина, субтилина и др.); на длит. время не могут быть рекомендованы.

Физические методы — облучение УФ лучами, воздействие ультразвуком — дают высокий бактерицидный эффект, но требуют дополнит. расхода энергии. Сюда же относится и метод замораживания воды. Последний может найти широкое применение при полёте ориентированного КК, когда одна из его поверхностей не освещена Солнцем.

ВОДООБМЫ́ВЩИК — самоходный или прицепной агрегат, с помощью к-рого производятся *обмывочные операции*. Состоит из ёмкости с теплоизоляцией, в к-рой транспортируется, хранится и подогревается вода, устройства форсуночного типа с теплообменником для подогрева воды, гидравлич. системы для выполнения обмывочных операций. При добавлении в воду пенообразующих или нейтрализующих компонентов В. осуществляет нейтрализацию топливных ёмкостей РН и КА после слива топлива, их узлов, агрегатов ПУ; такой В. наз. обмывочно-нейтрализационной машиной. Контроль за параметрами воды или нейтрализац. раствора осуществляется контрольно-измерит. системой В.

ВОДОРО́Д ЖИ́ДКИЙ H_2 — криогенная бесцветная прозрачная жидкость; горючее для ЖРД. Самая низкокипящая (кроме гелия) и лёгкая жидкость. Плотн. 71 кг/м³ (при —253 °С), $t_{пл} \approx$ —259 °С, $t_{кип} \approx$ —252,8 °С. Нетоксичен, не имеет запаха, но чрезвычайно огнеопасен — с воздухом образует взрывчатые смеси в очень широком диапазоне концентраций (от 4 до 75% по объёму). Коррозионно пассивен, но при низких темп-рах вызывает охрупчивание мн. материалов. Лучшими конструкц. материалами, работающими в контакте с В. ж., являются малоуглеродистые стали с высоким содержанием никеля, сплавы меди и алюминия. Существует две модификации молекул водорода, обусловл. различием в направлении вращения атомных ядер: ортоводород (o-H_2) и параводород (p-H_2). Обычный водород является смесью этих модификаций, концентрация к-рых зависит от темп-ры. При 25 °С равновесная концентрация составляет 75% o-H_2 и 25% p-H_2; при низких темп-рах преобладает параводород (при —252,8 °С 0,21% o-H_2 и 99,79% p-H_2). Самопроизвольная конверсия нормального сжиженного водорода до равновесной концентрации (0,21% o-H_2) происходит медленно и сопровождается выделением теплоты. Поэтому для длит. хранения В. ж. обычно в процессе сжижения переводят в присутствии катализаторов в пара-изомер. В. ж. получают сжижением водорода, образующегося при электролизе воды или глубоким охлаждением газовых смесей, содержащих свободный водород. Из-за низкой темп-ры кипения сжижение водорода сопряжено с большими трудностями. В. ж. широко применяется в ракетной технике в паре с *кислородом жидким*. Низкая темп-ра кипения осложняет работу с В. ж. и его хранение. Как горючее для ЖРД В. ж. предложен К. Э. *Циолковским* в 1903.

ВОДОРО́Д ШУГООБРА́ЗНЫЙ — грубодисперсная смесь твёрдого водорода с жидким; криогенное горючее для ХРД. В. ш. имеет бо́льшую плотность (81,9 кг/м³ при соотношении жидкой и твёрдой фаз 1 : 1), меньшие (на 18%) потери на испарение при хранении по сравнению с водородом жидким. В. ш. может транспортироваться по трубопроводам с помощью центробежных насосов. Получают разл. способами при интенсивном испарении жидкого водорода (вакуумная откачка, барботирование гелием). Изучается как высокоэффективное горючее для ЖРД, предназнач. для работы при длит. полётах в космосе.

ВОДОРО́ДНЫЕ БАКТЕ́РИИ — бактерии, окисляющие водород и использующие образующуюся при этом энергию для усвоения углерода из углекислого газа (см. *Хемосинтез*). Окисляя водород, В. б. потребляют меньше кислорода, чем выделяется его при электролизе полученной воды. Поэтому аппараты, в к-рых выращиваются В. б., предложены для использования в СЖО с биол. *регенерацией кислорода* в кабине космонавтов. В. б. могут найти применение в *замкнутых биотехнических системах* также для получения кормового белка из непищевого сырья.

ВО́ДОРОСЛИ ОДНОКЛЕ́ТОЧНЫЕ — микроскопические водоросли, состоящие из одной клетки, типичный представитель — *хлорелла*. В. о. имеют высокий коэф. размножения, их можно культивировать в суспензиях высокой плотности и собирать урожай непрерывно создаваемой *биомассы*. Возможна любая степень интенсификации процесса культивирования, приводящая к созданию компактных установок небольшой массы и с малым энергопотреблением (см. *Фотосинтетический реактор*). В составе биокомплекса КК В. о. могут использоваться для биол. *регенерации кислорода*, получения пищевой и кормовой биомассы и утилизации нек-рой части жидких и твёрдых отходов жизнедеятельности. См. *Воспроизводство пищи*, *Замкнутая биотехническая система*.

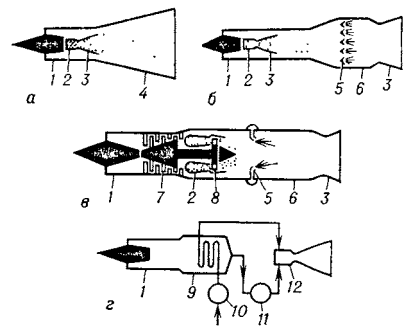
ВОЕ́ННЫЙ ИСКУ́ССТВЕННЫЙ СПУ́ТНИК ЗЕМЛИ́ (иностр.) — КА для ведения разведки из космоса (напр., фоторазведки с целью выявления стационарных военных и промышл. объектов, обнаружения подвижных воен. средств, определения их дислокации и передвижения; радиоразведки с целью обнаружения радиотехнических объектов и слежения за ними, определения их характеристик и режимов функционирования; обнаружения ядерных взрывов и пусков ракет). К военным КА относятся также связные ИСЗ, входящие в систему управления средствами стратегич. и тактич. назначения (системы спутников связи, навигации и др.). Принципиально можно представить использование ИСЗ для ведения воен. действий в космосе и из космоса (напр., инспекции КА, поражения наземных целей и КА, подавления действующих радиотехнич. средств). Однако междунар. соглашением запрещено выведение КА с ядерными зарядами на борту, рассматривается также вопрос запрещения выведения других КА воен. назначения. Орбиты военных ИСЗ охватывают в осн. область высот от 150 до 40 000 км, наклонение 0—110°, период обращения 1,5—24 ч. Нек-рые военные ИСЗ возвращаются на Землю или сбрасывают на Землю капсулы с разведыват. информацией.

ВОЗВРАЩА́ЕМАЯ СТУПЕ́НЬ ракеты-носителя — ракетная ступень многократного использования, имеющая в своём составе технические средства, обеспечивающие (после окончания работы РД) её спуск в атмосфере и *мягкую посадку* на поверхность Земли (сушу или воду). В общем случае полёт В. с. включает *активный участок*, движение с момента отделения от последующей ступени до входа в плотные слои атмосферы, спуск, участок приземления и мягкую посадку. Спуск в атмосфере может осуществляться по *баллистической траектории* или по траектории планирования. Возможно также использование на участке спуска манёвров с применением РД или аэродинамич. сил. На участке приземления скорость В. с. гасится до миним. значения и обеспечивается требуемая для мягкой посадки ориентация. В. с. имеет систему управления движением, двигатели ориентации и стабилизации, двигатели мягкой посадки, посадочное устройство, аэродинамич. стабилизаторы, парашютную систему, тепловую защиту, системы раскрытия и фиксации элементов конструкции и др. Использование В. с. предусматривается в составе многоразовых космич. систем для доставки трансп. грузов и космонавтов на орбиту ИСЗ.

ВОЗДУХОПОДОГРЕВА́ТЕЛЬ — аппарат для подогрева и подачи воздуха, напр. в отсеки РН и ПУ с целью поддержания в них температурного режима. Состоит из нагреват. устройства, воздуходувки, теплообменника, системы регулирования и контроля темп-ры горячего воздуха. Нагреват. устройство выполняется в виде электрич. спиралей или камеры сгорания — теплообменника, нагреваемого бензиновой горелкой. Холодный воздух омывает спирали или внеш. поверхность теплообменника и поступает к местам потребления. Макс. темп-ра подогретого воздуха 150 °С.

ВОЗДУ́ШНО-КОСМИ́ЧЕСКИЙ КОРА́БЛЬ (ВКК) — летательный аппарат многоразовой транспортной космической системы, предназначенный для полёта в космическом пространстве и в атмосфере. ВКК рассчитывается на разгон до орбит. скорости, полёт в космич. пространстве и возвращение на Землю с возможностью проведения манёвра в атмосфере и посадки на аэродром. Взлёт ВКК может производиться «по-самолётному» с аэродромов; в этом случае ВКК может называться воздушно-космическим самолётом (ВКС). Для выведения ВКК на орбиту используются разгонные блоки РН, и взлёт производится с ракетных *стартовых комплексов*. В качестве осн. силовой установки служат ЖРД; вспомогательными могут быть РДТТ, ВРД (напр., стартовые ускорители, разгонные ступени, двигатели для проведения маневрирования в атмосфере). Для полёта и проведения манёвров в атмосфере ВКК должен иметь несущие поверхности и органы аэродинамич. стабилизации и управления полётом (крылья, хвостовое оперение, аэродинамич. рули и т. д.), для посадки — шасси, радионавигац. систему приведения на аэродром, функционирующую во взаимодействии с системой управления движением на участке спуска и при посадке. Для управления полётом ВКК на орбит. участке, ориентации, решения навигац. задач, проведения манёвров в космосе предусматривается использовать комплекс бортовых средств, включающий ДУ с ЖРД, систему управления с исполнит. органами (как правило, ЖРД малой тяги), командно-программную радиолинию (для управления ВКК с Земли) и др. ВКК снабжается комплексом радиосистем для связи с экипажем, измерения параметров траекторий полёта, передачи данных телеметрич. измерений (в случае необходимости), приёма и передачи ТВ изображения и др. видов информации, системами электропитания, терморегулирования, жизнеобеспечения и др. ВКК — летат. аппарат многократного использования, осн. назначение к-рого — проведение трансп. операций с доставкой экипажа и грузов на орбиты ИСЗ и орбит. станции, а также возвращение космонавтов и грузов на Землю; возможно также решение самостоят. задач и участие в комплексных космич. программах разл. назначения. С 1981 начаты полёты амер. «*Спейс шаттл*», орбит. ступень к-рого можно рассматривать как ВКК.

ВОЗДУ́ШНО-РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — *комбинированный реактивный двигатель*, сочетающий в себе рабочие циклы ВРД и РД. Из предложенных В.-р. д. наиболее разработаны (созданы экспериментальные образцы) ракетно-прямоточный и турборакетный двигатели. В отличие от прямоточного ВРД, в возд. контуре ракетно-прямоточного двигателя установлен РД, эжектирующий атм. воздух; смесь продуктов сгорания РД с воздухом истекает из сопла, создавая тягу. Эта же смесь (с избытком окислителя) может предварительно дожигаться с дополнит.



Схемы воздушно-ракетных двигателей: *а*, *б* — ракетно-прямоточные двигатели; *в* — турборакетный (ракетно-турбинный) двигатель; *г* — двигатель с ожижением атмосферного воздуха; *1* — воздухозаборник; *2* — камера сгорания (газогенератор) ракетного топлива; *3* — реактивное сопло; *4* — сверхзвуковая камера дожигания; *5* — форсунка впрыска дополнительного горючего; *6* — камера дожигания; *7* — компрессор; *8* — турбина; *9* — теплообменник — ожижитель атмосферного воздуха; *10* — насос жидкого водорода; *11* — насос сжиженного воздуха; *12* — камера

горючим. Ракетное топливо может содержать избыток горючего и дожигаться при смешении с воздухом. В отличие от турбореактивного двигателя, в турборакетном (ракетно-турбинном) двигателе рабочим телом турбины являются продукты сгорания ракетного топлива (а не керосина с воздухом).

В В.-р. д. может использоваться в принципе любое ракетное топливо: твёрдое, жидкое одно- и двухкомпонентное и т. д. По своим параметрам (тяге — абс. и приходящейся на единицу пл. миделевого сечения; уд. импульсу, рассчитанному без учёта расхода воздуха; уд. массе и др.) ракетно-прямоточный и турборакетный двигатели являются промежуточными между ВРД и РД, функционирующими в оптим. режимах. Они могут работать достаточно экономично при таких скоростях и высотах полёта, где применение ВРД нецелесообразно или невозможно. Абс. и относит. расходы ракетного топлива и воздуха регулируются в зависимости от режима полёта. Напр., при использовании ракетно-прямоточного двигателя старт ЛА обеспечивается за счёт работы входящего в него РД, к-рый при разгоне ЛА может постепенно дросселироваться (по мере повышения эффективности возд. контура), а затем вновь форсироваться (по мере падения эффективности возд.

контура при разгоне до больших сверхзвуковых скоростей и наборе высоты). По сравнению со смешанной силовой установкой, содержащей ВРД и РД, работающие одновременно или последовательно, В.-р. д. может иметь преимущества по массе, экономичности и т. д.

Иногда к В.-р. д. относят т. н. РД с воздушным форсированием, к-рый предполагается получить установкой в хвостовой части ракеты внеш. обечайки, эжектирующей в реактивную струю атмосферный воздух (этим достигается увеличение тяги), а также ЖРД, в к-ром предполагается использовать в качестве окислителя атмосферный воздух, сжижаемый при полёте ЛА. Возможное применение В.-р. д. — авиация, космонавтика.

ВОЗДУ́ШНО-РЕАКТИ́ВНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — см. *Реактивный двигатель.*

ВОЗМУЩА́ЮЩИЕ МОМЕ́НТЫ — моменты, нарушающие заданное угловое положение КА, приданное ему в процессе управления ориентацией и угловой стабилизации. При работе РД осн. источник В. м.— отклонение линии действия вектора тяги РД от направления на центр масс КА (если такое отклонение не создано специально системой управления); при движении в атмосфере существ. роль играют аэродинамич. В. м. В системах ориентации, где управляющие моменты малы, заметное влияние могут оказывать даже весьма слабые В. м., обусловленные взаимодействием с окружающей средой (гравитационным, магнитным, электрич. полями, следами атмосферы, солнечным давлением, микрометеорами). Реактивные В. м. возникают при утечке газа из корпуса КА или топлива из неработающего РД, а также при относит. движении отд. частей КА, перемещении космонавтов. Системы управления ориентацией и угловой стабилизацией, поддерживая заданное угловое положение КА, компенсируют В. м. При конструировании КА принимаются меры для возможно более полного устранения В. м.

ВОЗМУЩЕ́НИЯ ВЕКОВЫ́Е — *возмущения орбиты*, пропорциональные времени t (или t^k, где k — положительное целое число). Т. о., они неограниченно возрастают при неограниченном возрастании времени. Поэтому В. в. играют весьма существ. роль в *эволюции орбит* небесных тел. Эффективные методы определения В. в. разработаны Гауссом и Лагранжем.

ВОЗМУЩЕ́НИЯ ДОЛГОПЕРИОДИ́ЧЕСКИЕ — периодические *возмущения орбиты*, период к-рых имеет порядок 100 и более периодов обращения возмущаемого небесного тела. Амплитуды В. д. обычно во много раз превосходят амплитуды др. периодич. возмущений. Поэтому В. д. наряду с *возмущениями вековыми* играют важную роль в эволюции орбит небесных тел.

ВОЗМУЩЕ́НИЯ КОРОТКОПЕРИОДИ́ЧЕСКИЕ — периодические *возмущения орбиты*, период к-рых имеет порядок одного периода обращения возмущаемого небесного тела. Амплитуды В. к. обычно гораздо меньше амплитуд *возмущений долгопериодических*.

ВОЗМУЩЕ́НИЯ ОРБИ́ТЫ — отклонения в движениях небесных тел (планет, спутников планет, КА и т. п.) от траекторий, предвычисленных на основе *задачи двух тел*, т. е. от *конических сечений*. В. о. планет объясняются тем, что каждая планета притягивается не только центральным телом — Солнцем, но также всеми др. планетами. В. о. в движении ИСЗ вызываются несферичностью Земли, сопротивлением воздуха, притяжением Луны и Солнца и т. д. Различают *возмущения вековые*, *возмущения долгопериодические*, *возмущения короткопериодические*, *возмущения первого порядка*, *возмущения смешанные* и др. Определение В. о. небесных тел является одной из осн. задач *небесной механики*. Существует большое число методов вычисления В. о. как в координатах небесных тел, так и в *элементах орбиты*. См. *Эволюция орбит*, *Движения теории*, *Сила возмущающая*.

ВОЗМУЩЕ́НИЯ ПЕ́РВОГО ПОРЯ́ДКА — *возмущения орбиты*, пропорциональные 1-й степени массы возмущающего небесного тела, 1-й степени сжатия Земли, 1-й степени плотности воздуха или вообще 1-й степени к.-л. величины, характеризующей возмущающую силу.

ВОЗМУЩЕ́НИЯ СМЕ́ШАННЫЕ — *возмущения орбиты*, имеющие вид произведений времени t (или t^k, где k — положительное целое число) на периодическую функцию времени. В. с. можно рассматривать как периодич. возмущения, амплитуда к-рых возрастает неограниченно со временем.

ВОЗМУЩЁННОЕ ДВИЖЕ́НИЕ — истинное движение, совершаемое небесным телом под действием притяжения центрального тела (*невозмущённое движение*) и *сил возмущающих*. См. *Возмущения орбиты*, *Движения теории*, *Эволюция орбит*.

ВО́ЛКОВ Владислав Николаевич (1935—1971) — космонавт СССР, дважды Герой Сов. Союза (1969, 1971, посмертно), лётчик-космонавт СССР (1969). Чл. КПСС с 1965. В 1959 окончил МАИ им. С. Орджоникидзе и работал в КБ. С 1966 в отряде космонавтов. 12—17 окт. 1969 совм. с А. В. *Филипченко* и В. В. *Горбатко* совершил полёт на КК «Союз-7» (в качестве бортинженера). Выполнил ряд научно-технич. экспериментов и исследований в околоземном космич. пространстве. Полёт продолжался 4 сут 22 ч 40 мин 23 с. 6—30 июня 1971 совм. с Г. Т. *Добровольским* и В. И. *Пацаевым* совершил полёт на КК «Союз-11» (в качестве бортинженера) и на орбит. станции «Салют». В течение испытат. полёта, продолжавшегося 23 сут 18 ч 21 мин 43 с, В. была выполнена программа отработки систем орбит. станции и проведены науч. эксперименты. Однако при возвращении на Землю в результате нарушения герметичности кабины КК В. и др. члены экипажа КК «Союз-11» погибли. За 2 рейса в космос налетал 28 сут 17 ч 2 мин 6 с. В. присуждена золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР. Награждён орденом Ленина. В. был избран почётным гражданином городов Калуга и Киров. Его имя носят улицы, учебные заведения, н.-и. судно АН СССР. В Москве установлен бронзовый бюст. Именем В. назв. кратер на Луне. Урна с прахом в Кремлёвской стене. Портрет на стр. 61.

ВОЛЫ́НОВ Борис Валентинович (р. 1934) — космонавт СССР, полковник, дважды Герой Сов. Союза (1969, 1976), лётчик-космонавт СССР (1969), канд. технич. наук (1980). Чл. КПСС с 1958. В 1956 окончил Сталинградское военное авиационное училище. Служил в авиац. частях Сов. Армии. С 1960 в отряде космонавтов. В 1968 окончил Военно-возд. инж. академию им. Н. Е. Жуковского. 15—18 янв. 1969 совершил полёт совм. с А. С. *Елисеевым* и Е. В. *Хруновым* на КК «Союз-5» (в качестве командира). В. совм. с командиром КК «Союз-4» В. А. *Шаталовым* осуществил эксперимент по сближению и стыковке КК «Союз-4» и «Союз-5», обеспечив Елисееву и Хрунову возможность перехода через открытый космос в корабль «Союз-4». Время полёта КК «Союз-5» 3 сут 54 мин 15 с. Полёт КК в состыкованном состоянии длился 4 ч 33 мин 49 с. 6 июля — 24 авг. 1976 совм. с В. М. *Жолобовым* совершил полёт на КК «Союз-21» (в качестве командира) и на орбит. станции «Салют-5». Полёт продолжался 49 сут 6 ч 23 мин 32 с. За 2 рейса в космос налетал 52 сут 7 ч 17 мин 47 с. В. присуждены золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР и почётный диплом им. В. М. Комарова (ФАИ). Награждён 2 орденами Ленина, орденом Красной Звезды и медалями. Почётный гражданин городов Калуга, Прокопьевск, Кустанай. Портрет на стр. 61.

ВОСКРЕСЕ́НСКИЙ Леонид Александрович (1913—65) — советский специалист в области ракетно-космической техники, доктор техн. наук (1959), Герой Социалистич. Труда (1957). С 1929 работал на Моск. з-де «Красный факел»; учился в Моск. энергетич. ин-те (1932—36); с 1938 в НИИ азота и др. н.-и. организациях. С 1942 нач. контрольно-измерит. станции, лётно-испытат. станции, испытат. отдела, зам. гл. конструктора. С 1960 проф. МАИ им. С. Орджоникидзе. Под рук. В. разрабатывались методики испытаний, испытывались иссл. ракеты, РН и др. Награждён орденом Ленина, орденом Красной Звезды и медалями. Именем В. назв. кратер на Луне.

ВОСПЛАМЕНЕ́НИЕ ТО́ПЛИВА в ракетном двигателе — см. в ст. *Зажигание.*

ВОСПЛАМЕНИ́ТЕЛЬ заряда — устройство для воспламенения поверхности горения *заряда* твёрдого ракетного топлива посредством воздействия на неё продуктов сгорания горючих элементов В. (различных комбинаций дымного пороха и пиротехнических смесей или капель жидкости, самовоспламеняющихся при контакте с топливом). Конструкция и масса В. определяются хим. составом топлива, конструкцией заряда, значением нач. свободного объёма камеры сгорания РДТТ, требуемым временем выхода ракетного двигателя на режим, а также хим. составом горючих элементов самого В. Подробнее см. в ст. *Зажигание.*

ВОСПРОИЗВО́ДСТВО ПИ́ЩИ в космическом полёте — воспроизводство пищевых продуктов из *отходов жизнедеятельности* человека и *биокомплекса* с целью обеспечения питанием экипажа в космическом полёте. Рационально при продолжительности полёта в неск. лет и более, а также на планетных станциях. В. п. осуществляется путём построения *систем жизнеобеспечения*, основанных на круговороте веществ. Он может быть реализован в системах, включающих автотрофные организмы (*водоросли одноклеточные*, высшие растения), *гетеротрофные организмы* (животные) и человека.

Водоросли могут быть использованы для *регенерации кислорода*, питания животных и человека, а также утилизации отходов жизнедеятельности после их предварит. переработки. Практически вся биомасса водорослей может быть употреблена для кормления животных и питания человека. Однако одноклеточные водоросли имеют плотную оболочку, трудно поддающуюся перевариванию, что существенно затрудняет их использование в питании человека. Разработа-

ны методы разрушения клеточных оболочек и удаления пигментов, что значительно повышает пищевую ценность этих водорослей. Кол-во переработанной биомассы водорослей в суточном рационе не должно превышать 10—15%. Они могут выращиваться на борту КК в *культиваторе*.

Высшие растения в качестве одного из звеньев биол. СЖО также способны обеспечивать *регенерацию воды* и кислорода, утилизацию отходов жизнедеятельности человека и животных после их предварит. переработки. Наиболее перспективны для *оранжереи космической* картофель, томаты, разл. сорта капусты, морковь, шпинат, салат, лук. Такая оранжерея практически необходима и в том случае, когда длит. космич. путешествие будет осуществляться в основном с использованием запасов пищевых продуктов.

Для удовлетворения потребностей в полноценных белках животного происхождения в систему В. п. биол. СЖО необходимо включить нек-рых животных. При их выборе следует учитывать полноценность получаемых белков, использование растит. материала (водоросли, непищевые части оранжерейных растений) и отходов жизнедеятельности человека, отсутствие или минимум несъедобных частей, простоту и надёжность культивирования с высокой скоростью роста в минимально возможном пространстве, устойчивость к воздействию неблагоприятных факторов космич. полёта. Этим требованиям отвечают низшие животные и, возможно, нек-рые микроорганизмы, напр. *дрожжи*. Возможность использования их для питания космонавтов ещё подвергается тщательной проверке; изучаются также представители пресноводного и морского зоопланктона, рыбы, наземные беспозвоночные. На инопланетных космич. станциях, где снимается требование минимизации пространства и ограниченного потребления кислорода, реально применение высших животных — домашней птицы, кроликов и др. Для кормления кур могут служить одноклеточные водоросли, непищевые части высших растений, отходы питания человека, отходы жизнедеятельности человека и самих кур. Для кур разработаны методы принудительного кормления, что может иметь большое значение в условиях невесомости или пониженной гравитации; они могут содержаться в ограниченном пространстве (клеточное содержание), возможно воспроизведение потомства путём инкубации.

В. п. в физико-хим. СЖО связано с синтезом осн. пищевых веществ из отходов жизнедеятельности человека и биокомплекса. Реально может быть осуществлён синтез только моносоединений — аминокислот, жирных кислот и глюкозы, предполагается также использование находящихся в круговороте минеральных веществ, в то время как витамины целесообразно брать в запас либо получать в космич. оранжерее. Использование синтетич. хим. пищи в длительных экспериментах, включая опыты на выживаемость, размножение и лактацию в неск. поколениях, показало, что она обеспечивает нормальные рост, продолжительность жизни и размножение у подопытных животных (крыс). Проведённые клинич. обследования человека показали, что рацион, составленный из химически чистых пищевых веществ (моносоединений), обеспечивает нормальный вес тела, быстро восполняет белковые запасы в случае белковой недостаточности и не вызывает никаких отклонений в функции печени и почек. С целью установления пригодности хим. рационов для питания человека в условиях длительного космич. полёта были проведены клинич. исследования, при к-рых жидкая хим. пища состояла из полного набора аминокислот в сбалансированном по потребностям кол-ве, глюкозы, солей ненасыщенной жирной кислоты, полного набора витаминов и необходимого набора минеральных солей, суточная калорийность рациона составляла 11,28 МДж. Данные, полученные в этих опытах, показали, что подобные рационы не вызывают неблагоприятных физиол., биохим. реакций и не оказывают токсич. действия. Хим. пища имеет ряд преимуществ: высокая калорийность при макс. компактности, полная растворимость, обеспечивающая возможность введения пищи в жидком виде в условиях, не позволяющих использовать твёрдые вещества, небольшое кол-во отходов, облегчающее проблему удаления их, хорошая сохраняемость, лёгкость составления рациона, позволяющая по потребности изменять соотношение аминокислот и др. компонентов, что даёт возможность изменять рацион в соответствии с индивидуальными потребностями космонавта в условиях космич. полёта. Существ. недостатки — отрицат. психологич. реакция, отсутствие факторов, возбуждающих перистальтику и служащих одновременно источником нормального развития микрофлоры кишечника (клетчатка), длительное выключение из пищеварит. процессов ферментов, обеспечивающих гидролиз таких пищевых полимеров, как белки, жиры, полисахариды и др. Возможно, что эта проблема могла бы быть решена сочетанием хим. рационов с продуктами оранжереи. Одним из перспективных путей решения проблемы В. п. является сочетание биол. и физико-хим. синтеза пищевых веществ с одновременным созданием на борту запасов нек-рых биологически важных незаменимых соединений, используемых в микроколичествах. См. также *Замкнутая биотехническая система*.

«ВОСТОК» — наименование серии советских одноместных КК для полётов по околоземной орбите. На КК «В.» был совершён первый в мире полёт человека в космос. КК созданы под руководством С. П. *Королёва*. На КК «В.» (рис. 1 и 2) изучалось воздействие условий орбитального полёта на состояние и работоспособность космонавта, проводились исследования, связанные с проверкой принципов построения КК, отработкой их конструкций и систем.

Основные характеристики. Масса КК «В.» — 4,73 т; макс. достигнутая продолжительность полёта 5 сут («В.-5»); дл. (без антенн) 4,4 м; макс. диам. 2,43 м. КК «В.» состоит из двух осн. отсеков: спускаемого аппарата (СА), являющегося обитаемым отсеком, и приборного отсека (ПО). Отсеки механически соединены между собой с помощью металлич. лент и пиротехнич. замков. КК «В.» имеет системы: автоматич. и ручного управления; автоматич. ориентации на Солнце и ручной ориентации на Землю, СЖО (рассчитана на 10 сут работы при атмосфере, близкой по своим параметрам к земной); командно-логического управления; электропитания; терморегулирования; приземления. КК снабжён также автономной и радиотелеметрич. аппаратурой для контроля и регистрации параметров, характеризующих состояние человека, конструкции и системы, УКВ и коротковолновой аппаратурой для двусторонней радиотелефонной связи космонавта с наземными станциями, командной радиолинией, программно-временным устройством, ТВ системой с двумя передающими камерами для наблюдения за космонавтом с Земли, радиосистемой контроля параметров орбиты и пеленгации КК, тормозной двигательной установкой *ТДУ-1* и др. Для увеличения надёжности некоторые основные системы КК дублированы.

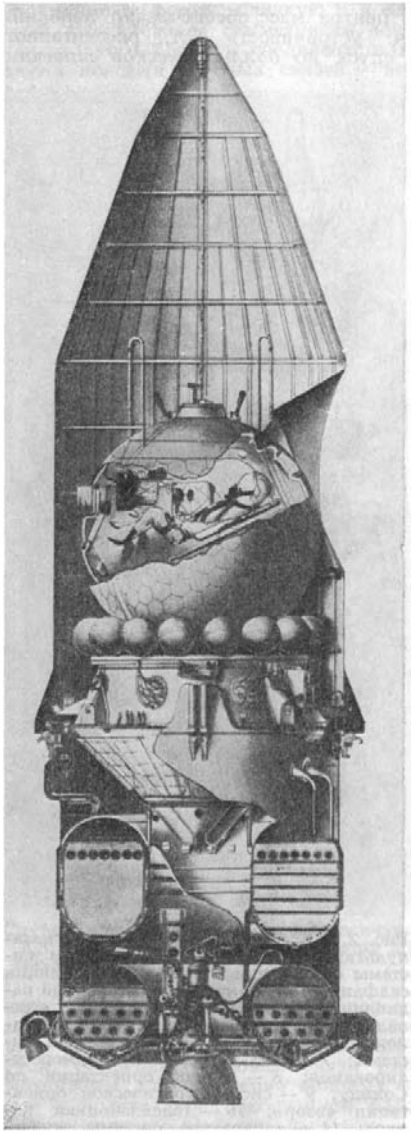


Рис. 1. КК «Восток» с 3-й ступенью РН «Восток»

Спускаемый аппарат — масса 2,46 т, диам. 2,3 м, объём 5,2 м³, свободный объём 1,6 м³ — предназначен для размещения космонавта, в нём космонавт спускается до выс. 7 км. Герметичный корпус СА (алюм. сплав) имеет сферич. форму (диам. 2,2 м). Снаружи корпус покрыт тепловой защитой с переменной толщиной (макс. — до 0,18 м в лобовой части; миним. — до 0,03 м в тыльной части СА). Наружные обводы СА, включая теплозащиту, имеют сферич. форму

с диам. 2,3 м. Форма СА и положение его центра масс обеспечивают аэродинамич. устойчивость СА, рассчитанного на спуск по *баллистической траектории*. В верх. части корпуса СА расположены три люка диаметром «в свету» 1 м. Один из них, находящийся со стороны ног космонавта,— технологический, обеспечивающий проведение разл. операций на Земле. Через второй люк (напротив технологического) осуществляется посадка космонавта и катапультирование кресла с космонавтом при парашютировании СА на участке спуска в атмосфере или при аварии РН на нач. этапе выведения на орбиту. Через третий люк (расположенный между первыми двумя) выстреливается парашют, на к-ром спускается СА. Второй и третий люки закрыты отделяемыми (с помощью пиротехнич. устройств) крышками. СА имеет три иллюминатора, два из к-рых размещены на крышках люков. Внутри СА расположены: парашютный контейнер вместимостью 330 дм³ (площадь осн. купола 574 м², скорость приземления на осн. парашюте 10 м/с); катапультируемое кресло космонавта (с 2 РДТТ) с осн. и вспомогат. парашютами, аварийным запасом снаряжения и питания (включая средства пеленгации); приборы и оборудование осн. и вспомогат. систем корабля (СЖО, терморегулирования, электропитания, навигации и управления, телеметрии, пульт космонавта, оптич. ориентатор, ручка управления, средства пеленгации, радиосвязи и т. д.). Внутри корпус и оборудование СА покрыты теплоизоляцией в сочетании с декоративной обшивкой. Снаружи СА находятся: антенны командной радиолинии (установлены на металлич. лентах, крепящих СА к ПО), отделяемая часть платы кабель-мачты, связывающей СА с ПО, узел крепления лент, соединяющих СА и ПО. Для обеспечения безопасности космонавт на всех участках полёта находился в скафандре. На участке спуска (выс. 7 км) осуществлялось катапультирование космонавта (с креслом и неприкосновенным запасом). После удаления кресла с космонавтом от СА на безопасное расстояние космонавт отделялся от кресла и спускался на парашюте (скорость приземления 5 м/с); раскрытие парашюта СА происходило на выс. 4 км. Конструкции и системы были рассчитаны на возможность приземления СА с космонавтом на борту (без катапультирования). При катапультировании и спуске на парашюте отдельно от СА приземление происходит по схеме, приведённой на рис. 3.

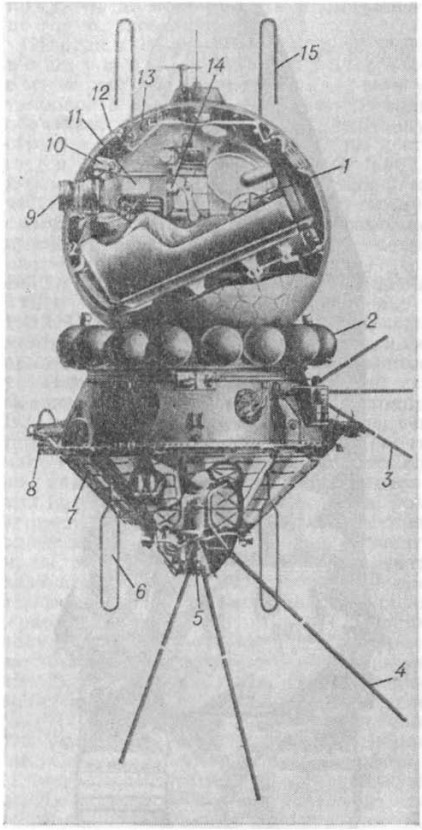


Рис. 2. КК «Восток»: *1* — пилот в катапультируемом кресле; *2* — баллоны системы ориентации и системы вентиляции скафандра; *3* — антенна переговорной радиолинии; *4* — антенна системы «сигнал»; *5* — тормозная двигательная установка; *6* — антенна телеметрической системы; *7* — жалюзи системы терморегулирования; *8* — датчик ориентации по Солнцу; *9* — система оптической ориентации «взор»; *10* — телевизионная камера; *11* — аппаратура системы жизнеобеспечения; *12* — спускаемый аппарат; *13* — приборная доска; *14* — рукоятка управления ориентацией; *15* — антенна командной радиолинии

Приборный отсек— масса 2,27 т, макс. диам. 2,43 м, дл. 2,25 м, объём 3 м³ — предназначен для размещения аппаратуры и оборудования осн. систем КК, обеспечивающих орбит. полёт. Корпус ПО, выполненный из алюм. сплава, имеет форму двух усечённых прямых конусов, сопряжённых основаниями. Со стороны СА корпус представляет собой вогнутую сферич. оболочку, с противоположной стороны в корпусе имеется цилиндрич. ниша, в к-рой размещается ТДУ-1. Перед полётом ПО заполняется сухим азотом. Внутри ПО размещаются: приборы системы ориентации и управления движением, командно-логического управления и электропитания; аппаратура и оборудование радиосвязи с Землёй; приборы телеметрии; программно-временные устройства. Снаружи ПО установлены шаровые баллоны с азотом системы ориентации КК с управляющими соплами (2 секции по 8 сопел в каждой с тягой одного сопла 14,7 Н), датчик солнечной ориентации, датчики системы телеметрии, радиационная поверхность системы терморегулирования с жалюзи и их приводами, баллоны с кислородом для СЖО.

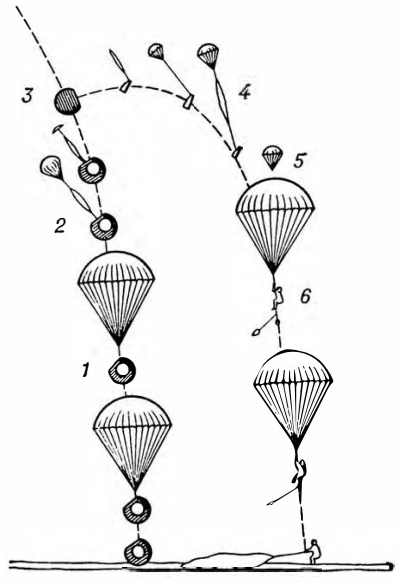


Рис. 3. Схема приземления спускаемого аппарата КК «Восток» с катапультированием космонавта и спуском его на парашюте: *1* — отделение тормозного и введение основного парашюта на высоте 2,5 км; *2* — отстрел люка и введение тормозного парашюта на высоте 4 км; *3* — отстрел люка и катапультирование космонавта на высоте 7 км; *4* — введение тормозного парашюта; *5* — отделение тормозного и введение основного парашюта, отделение космонавта от кресла на высоте 4 км; *6* — отделение наземного аварийного запаса и наддув лодки

Сведения о запусках. За 1961—63 было выведено на орбиту ИСЗ шесть пилотируемых КК «В.» (см. табл. 1). 12.4.1961 (старт в 9 ч 7 мин моск. времени) состоялся полёт первого в мире космонавта Ю. А. *Гагарина* на КК «В.», на к-ром он совершил один виток вокруг Земли. Этот полёт подтвердил надёжность конструкции КК и его оборудования и показал, что тренированный человек нормально

Табл. 1. — Полёты КК «Восток»

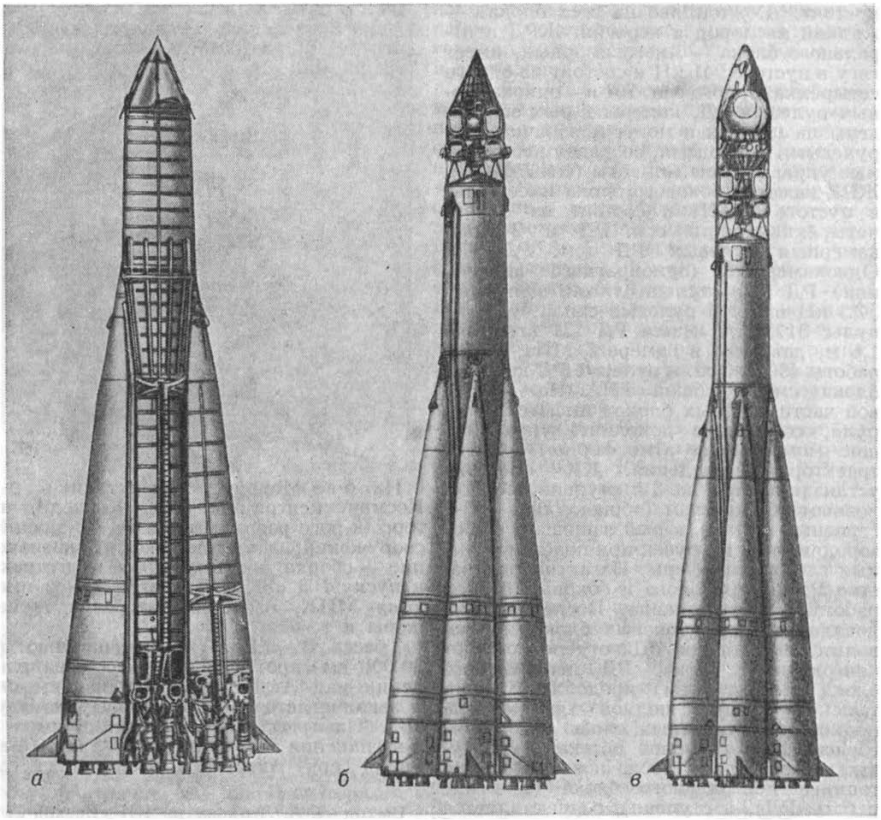
КК	Масса корабля, кг	Дата запуска и возвращения на Землю	Продолжительность полёта корабля (СА)*	Экипаж	Начальные параметры орбиты			
					высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Восток»	4725	12.4.1961	(1 ч 48 мин)	Ю. А. Гагарин	181	327	64,95	89,34
«Восток-2»	4731	6.8—7.8.1961	25 ч 11 мин (25 ч 18 мин)	Г. С. Титов	183	244	64,93	88,46
«Восток-3»	4722	11.8—15.8.1962	94 ч 9 мин 59 с (94 ч 22 мин)	А. Г. Николаев	180,7	234,6	64,98	88,33
«Восток-4»	4728	12.8—15.8.1962	70 ч 44 мин (70 ч 57 мин)	П. Р. Попович	179,8	236,7	64,95	88,39
«Восток-5»	4700	14.6—19.6.1963	118 ч 56 мин 41 с (119 ч 6 мин)	В. Ф. Быковский	174,7	222,1	64,96	88,27
«Восток-6»	4700	16.6—19.6.1963	70 ч 40 мин 48 с (70 ч 50 мин)	В. В. Терешкова	180,9	231,1	64,95	88,3

* В скобках приведена продолжительность полёта космонавта

переносит условия выведения на орбиту, орбит. полёта и спуска на землю. «В.-2» совершил 17 оборотов вокруг Земли. Проводились медико-биол. эксперименты и киносъёмка Земли с борта КК. Полёт подтвердил возможность длит. пребывания и работы человека в условиях невесомости. «В.-3» и «В.-4» совершили первый в мире групповой полёт продолжительностью 70 ч 28 мин (миним. расстояние между КК ~5 км). В полёте поддерживалась радиосвязь между кораблями и с Землёй. На Землю впервые передавались ТВ изображения космонавтов, транслировавшиеся по ТВ сети СССР и Интервидения, чем было положено начало космовидению. В полёте космонавты освобождались от катапультируемых кресел и свободно плавали в кабине в условиях невесомости; проводились медико-биол. и др. науч. эксперименты. Полётом «В.-3» и «В.-4» была доказана возможность многосуточного космич. полёта человека. КК «В.-5» и «В.-6» находились в совм. полёте 70 ч 40 мин 48 с, между кораблями поддерживалась двусторонняя радиосвязь и передавались на Землю ТВ изображения космонавтов. Была осуществлена расширенная программа медико-биол. и др. науч. исследований с участием космонавтов.

С целью подготовки полёта человека в космос запускам кораблей серии «В.» предшествовали полёты беспилотных модификаций этих КК (кораблей-спутников). В 1960—61 запущено пять таких кораблей (см. табл. 2), на к-рых проверялась и отрабатывалась конструкция и бортовые системы. Особое внимание обращалось на СЖО и системы, обеспечивающие возвращение КК и космонавта на Землю. В полётах проводились медико-биол. эксперименты с подопытными животными (в т. ч. с собаками). Для запусков КК «В.» и кораблей-спутников использовалась РН «Восток». При выведении на орбиту ИСЗ (на нач. участке) КК «В.» был закрыт сбрасываемым головным обтекателем, имевшим люк для аварийного катапультирования космонавта из СА. *Г. И. Гадалин, Ю. М. Фаумкин.*

«ВОСТО́К» — наименование серии советских 3-ступенчатых РН. РН «В.» создана на базе 2-ступенчатой РН «Спутник» (рис., *а*), с помощью которой выведены на околоземную орбиту первые три ИСЗ (см. *Первые советские искусственные спутники Земли*). Масса РН «Спутник» 267 т, тяга ЖРД на земле 3980 кН, масса полезного груза при выводе на орбиту до 1,35 т, длина РН с полезным грузом (1-й ИСЗ) 29,167 м. Первый запуск РН (успешный) 21.8.1957, запуск РН с 1-м ИСЗ 4.10.1957. Макс. масса (расчётная) полезного груза РН «В.» (при выводе на орбиту) 4730 кг. Стартовая масса РН 287 т, дл. 38,36 м, макс. поперечный размер (по возд. рулям) 10,3 м. 1-я и 2-я ступени РН выполнены по схеме «пакет» с продольным делением (см. *Составная ракета*) и состоят из 5 блоков: центрального (дл. 28,75 м, макс. диам. 2,95 м) и 4 боковых (дл. 19,8 м, макс. диам. 2,68 м). Боковые блоки имеют форму, близкую к конической, расположены симметрично вокруг центрального блока и соединены с ним двумя поясами силовых связей — верхним, в виде силового пояса с 4 кронштейнами, к-рые упираются в вершины боковых блоков, и нижним, состоящим из неск. стержней. Силовые связи имеют механизмы для отделения боковых блоков в полёте перед окончанием работы РД (см. рис., *б*, *в*).



Ра́кеты-носители: *а* — 2-ступенчатая РН «Спутник» (в разрезе); *б* — 3-ступенчатая РН «Восток» для вывода в космос первых КА типа «Луна»; *в* — 3-ступенчатая РН «Восток» для вывода в космос КК «Восток»

Табл. 2.— Полёты беспилотных модификаций КК «Восток» (кораблей-спутников)

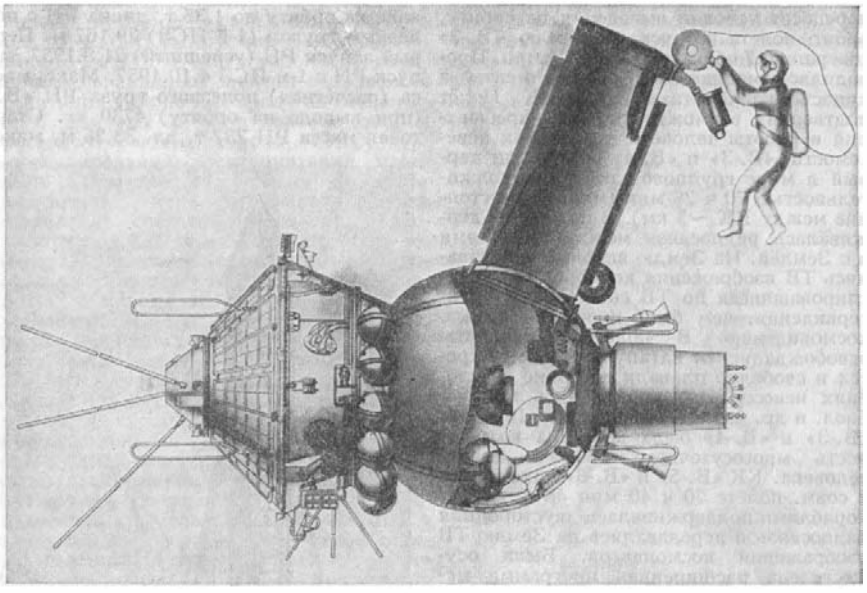
КК-спутник	Масса, кг	Дата запуска	Продолжительность полёта, ч	Начальные параметры орбиты: высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин	Особенности полёта
Первый корабль-спутник	4540	15.5.1960	—	312	369	65	91,2	Отработка конструкции и систем КК с грузом, имитирующим массу космонавта. КК вышел на нерасчётную орбиту (после работы ТДУ) из-за неисправности одного из приборов системы ориентации. Прекратил существование 5.9.1962
Второй корабль-спутник	4600	19.8.1960	27	306	339	64,95	90,7	Отработка конструкции и систем, в т. ч. СЖО. Проведение медико-биол. экспериментов с подопытными собаками и др. животными. СА возвратился на Землю 20.8.1960
Третий корабль-спутник	4563	1.12.1960	24	180	249	64,97	88,47	Отработка конструкции и систем. Проведение медико-биол. экспериментов с подопытными собаками и др. животными. Прекратил существование 2.12. 1960 при входе в плотные слои атмосферы из-за снижения по нерасчётной траектории
Четвёртый корабль-спутник	4700	9. 3.1961	1,92	183,5	248,8	64,93	88,6	Отработка конструкции и систем. Проведение медико-биол. экспериментов с подопытными собаками и др. биол. объектами. Возвращение СА с животными на Землю. Катапультирование и приземление на парашюте манекена, имитирующего экипированного космонавта.
Пятый корабль-спутник	4695	25.3.1961	1,92	178	247	64,9	88,42	

3-я ступень выполнена по схеме с поперечным делением, установлена на центральном блоке и соединена с ним стержневой фермой; она является шестым блоком РН. Каждый из блоков снабжён самостоят. ДУ; топливо на всех блоках — жидкий кислород и керосин. ЖРД центрального блока — многокамерный, имеет тягу в пустоте 941 кН и состоит из одного четырёхкамерного осн. РД и 4 однокамерных рулевых РД, камеры к-рых закреплены на цапфах и могут поворачиваться рулевыми приводами, создавая необходимые управляющие моменты (см. *РД-108*). ЖРД каждого бокового блока имеет тягу в пустоте 1 МН и состоит из одного четырёхкамерного осн. РД и 2 однокамерных рулевых РД (см. *РД-107*). Однокамерный (однократного включения) РД 3-й ступени тягой в пустоте 54,5 кН имеет 4 рулевых сопла; уд. импульс 3173 м/с, масса РД 121 кг, выс. 1,6 м, давление в камере 5 МПа, время работы 430 с. Осн. и рулевые РД каждого блока имеют общий ТНА. На хвостовой части боковых блоков имеются возд. рули, создающие дополнит. управляющие моменты на атмосферном участке траектории выведения. КК «Восток» устанавливается на 3-й ступени, под головным обтекателем (общая длина с 3-й ступенью 9,61 м), к-рый защищает его от аэродинамич. нагрузок при полёте в плотных слоях атмосферы. На активном участке РД центрального и боковых блоков работают одновременно. После израсходования топлива боковых блоков производится выключение РД и отделение их от центрального блока. РД центрального блока (2-й ступени) продолжает работать на режиме полной тяги. После прохождения плотных слоёв атмосферы сбрасывается головной обтекатель. Спустя нек-рое время после израсходования топлива центрального блока (в конце работы РД 2-й ступени), осуществляется запуск РД 3-й ступени и отделение её от центрального блока. Выключение РД 3-й ступени и подача команды на отделение КК производятся системой управления при достижении расчётной скорости, соответствующей выведению КК на заданную орбиту.

РН «В.» является крупнейшим достижением советского и мирового ракетостроения. Её высокие энергетич. характеристики и надёжность конструкции обеспечили успешную отработку сов. кораблей-спутников, вывод на орбиту первого в мире КК с человеком на борту и дальнейшие полёты сов. космонавтов по программе «В.». С помощью этой РН выводились КА «Луна-1» — «Луна-3», нек-рые ИСЗ серии «Космос», ИСЗ «Метеор», «Электрон» и др.

ВОСТО́ЧНЫЙ ИСПЫТА́ТЕЛЬНЫЙ ПОЛИГО́Н (Eastern Test Range), Атлантический ракетный полигон — космодром США, расположенный на мысе Канаверал и острове Мерритт, шт. Флорида (28°30′ с. ш., 80° 36′ з. д.). Опытные пуски ракет — с июля 1950. Космодром эксплуатируется Мин-вом обороны США и НАСА. С В. и. п. связан основной объём космических исследований США. Со времени ввода космодрома в эксплуатацию (первый запуск КА произведён 1.2.1958, «Эксплорер-1») на нём построено 48 СК, включая 4 мобильных.

В. и. п. избран местом запуска и посадки МТКК, для к-рых оборудована посадочная полоса дл. 4,5 км и шир. 91 м.

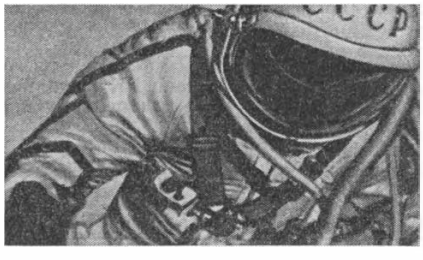


КК «Восход-2»

На о-ве Мерритт создан технич. р-н Космич. центра им. Дж. Кеннеди, на терр. к-рого располагается св. 50 зданий, сооружений, площадок. Осн. назначение — сборка, испытания и подготовка к пуску РН с КА. Для этих целей имеются МИК, разл. имитаторы и тренажёры и т. п.

Трасса В. и. п. (протяжённостью до 20 000 км) проходит в юго-вост. направлении над Атлантич. и Индийским ок. и заканчивается около о-вов Принс-Эдуард. На трассе космодрома имеются 3 р-на падения головных частей ракет (о-ва Гранд-Терк, Антигуа и Вознесения), где кроме аппаратуры для траекторных и телеметрич. измерений установлены стационарные гидрофоны для определения места и времени падения головных частей в океан. На материке и на о-вах Бол. Багама, Вознесения и др. расположена (стр-во началось с 1951) сеть станций слежения (включая корабли и самолёты), оборудованных РЛС и телеметрич. средствами. Для съёмки старта и полёта ракет используются ок. 60 кинокамер. Для связи станций слежения с В. и. п., Центром управления полётом и между собой имеются средства наземной связи, подводная кабельная линия, радио и система связных ИСЗ. Географич. положение В. и. п. позволяет запускать с него ракеты и РН с КА с азимутом от 44 до 110° и выводить полезные грузы на орбиты с наклонением к плоскости экватора от 28° 30′ до 54° (без манёвра на активном участке траектории). С В. и. п. возможны также запуски КА на стационарную (или близкую к ней) и полярную орбиты, но с манёвром по курсу на активном участке полёта. В случае запуска КА на полярную орбиту траектория полёта РН проходит над Панамским перешейком, однако достижение полярной орбиты при запуске с В. и. п. энергетически менее выгодно, чем при выводе КА с *Западного испытательного полигона*.

Выход А. А. Леонова из КК «Восход-2» в открытый космос (18 марта 1965)



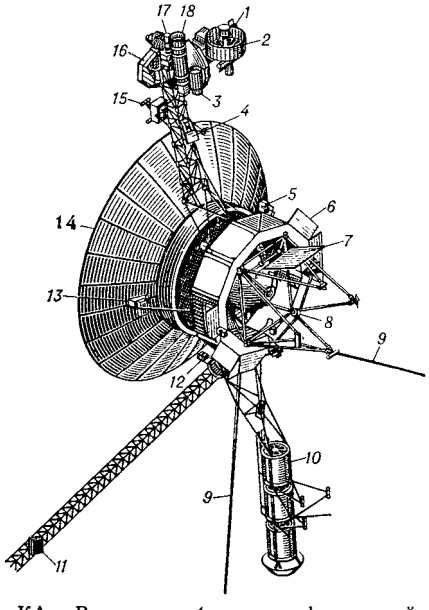
«ВОСХО́Д» — наименование серии советских многоместных КК для полётов по околоземной орбите. Дл. 5 м, поперечный размер 2,43 м. Космонавты приземлялись в СА, к-рый имел 2 парашюта. Первый из этой серии «В.» — трёхместный КК; выведен на орбиту 12.10.1964; масса 5,32 т, масса СА 2,9 т. Экипаж состоял из командира корабля В. М. *Комарова*, науч. сотрудника К. П. *Феоктистова* и врача Б. Б. *Егорова*. Длительность полёта 1 сут 17 мин 3 с. Параметры орбиты: выс. в перигее 177,5 км, выс. в апогее 408 км. 13.10.1964 «В.» совершил посадку в 312 км к сев.-вост. от г. Кустаная. По конструкции и оборудованию КК «В.» отличался от КК серии *«Восток»* — снабжён системой *мягкой посадки*, имел резервную твёрдотопливную ТДУ (масса 145 кг), новое приборное оборудование (дополнительную систему ориентации с ионными датчиками, усовер-

шенствованную ТВ и радиотехническую аппаратуру и др.). Задачи полёта: испытание КК, исследование работоспособности и взаимодействия в полёте группы космонавтов, специалистов в различных областях науки и техники, проведение физико-технических и медико-биологических исследований.

«В.-2» — двухместный КК (масса 5,682 т, масса СА без шлюзовой камеры 3,1 т); по компоновочной схеме, составу бортовых систем соответствует КК «В.». Осн. отличия: наличие у «В.-2» шлюзовой камеры (ШК), системы шлюзования, элементов систем обеспечения и контроля выхода человека в космос. ШК крепится к внеш. поверхности спускаемого аппарата (на верх. полусфере); на участке выведения ШК находится в сложенном состоянии, после выведения — наддувается и устанавливается в рабочее положение. ШК цилиндрич. формы имеет 2 люка: один для сообщения со спускаемым аппаратом, другой для выхода в открытый космос. Наличие ШК в составе КК позволяло сохранить герметичность спускаемого аппарата при выходе космонавта и возвращения его в корабль. «В.-2» с экипажем в составе П. И. *Беляева* (командир корабля) и А. А. *Леонова* (второй пилот) выведен на орбиту 18.3.1965. Параметры орбиты: выс. в перигее 137 км, выс. в апогее 498 км, наклонение ~ 65°. В полёте впервые в истории Леонов (в скафандре с автономной СЖО) вышел из КК в открытое космич. пространство; находился вне кабины КК в течение 20 мин, вне шлюза в открытом космосе — 12 мин 9 с, макс. удаление от шлюзовой камеры 5 м. Леонов имел связь с КК с помощью фала. Осн. этапы выхода передавались по ТВ и фотографировались кинокамерой. Общая продолжительность полёта составила 1 сут 2 ч 2 мин 17 с, посадка была произведена с использованием ручного контура системы ориентации, КК приземлился в р-не г. Перми. Запуски КК «В.» осуществлялись 3-ступенчатой РН «Союз».

ВОСХОДЯ́ЩИЙ У́ЗЕЛ — см. *Элементы орбиты.*

«ВО́ЯДЖЕР» (англ. Voyager, букв.— путешественник) — наименование американских КА для исследования Юпитера, Сатурна и их спутников, а возможно, Урана с пролётной траектории с использованием поля тяготения Юпитера и Сатурна для *пертурбационного манёвра.* Масса КА 798 кг. Герметич. корпус (имеет форму многогранной призмы с центральным проёмом) смонтирован на обратной стороне отражателя остронаправл. антенны. Большинство приборов вынесены на спец. кронштейне, причём часть их установлена на сканирующей платформе. Электропитание от трёх (вынесенных на кронштейне) изотопных генераторов, имеющих в период полёта ок. Юпитера общую мощность 421 Вт, а в период пролёта ок. Сатурна — 384 Вт. Ресурс установок 10 лет. В трёхосной системе ориентации используются датчики Солнца и Канопуса, а также инерциальный измерит. блок. Исполнит. органами системы служат 12 микродвигателей (4 по каждой оси) тягой по 0,9 Н. Ещё 4 таких микродвигателя обеспечивают коррекции траектории. Запас гидразина для микродвигателей рассчитан на 7 лет. Система терморегулирования использует жалюзи на пяти гранях корпуса и на сканирующей платформе с науч. приборами, многослойную теплоизоляцию, теплозащитные экраны из полированного алюминия, металлич. и пластмассовые солнечные бленды, а также радиоизотопные нагреватели с тепловой мощностью 1 Вт. Радиотехническая система включает остронаправл. антенну с отражателем диам. 3,66 м и ненаправл. антенну. Частота приёма для обеих антенн 2113 МГц, частота передачи 2295 МГц (диапазон S). Остронаправл. антенна, кроме того, работает на частоте 8415 МГц (диапазон X). Передающие устройства диапазона S имеют выходную мощность 10 или 30 Вт, устройства диапазона X — 15 или 26 Вт.



КА «Вояджер»: *1* — ультрафиолетовый спектрометр; *2* — интерференционный инфракрасный спектрометр; *3* — фотополяриметр; *4* — детектор заряженных частиц низкой энергии; *5* — микродвигатель ориентации; *6* — противометеорный экран; *7* — мишень для калибровки оптических приборов; *8* — кронштейн с микродвигателями коррекции траектории; *9* — антенна для регистрации радиоизлучения планет и волн в плазме; *10* — изотопный генератор; *11* — магнитометр, измеряющий слабые магнитные поля; *12* — магнитометр, измеряющий сильные магнитные поля; *13* — солнечный датчик; *14* — отражатель остронаправленной антенны; *15* — детектор космических лучей; *16* — детектор плазмы; *17* — телевизионная камера с широкоугольным объективом; *18* — телевизионная камера с телеобъективом

Макс. скорость передачи в период пролёта ок. Юпитера 115 200 бит/с, в период пролёта ок. Сатурна ~ 30 000 бит/с. Ёмкость бортового запоминающего устройства ~ 550 Мбит (до 100 изображений от телевизионных камер). Сдублированная бортовая ЦВМ имеет осн. память ёмкостью 4096 18-разрядных слов, а также резервную такой же ёмкости. В состав науч. аппаратуры входят ТВ камера с широкоугольным объективом (фокусное расстояние 200 мм), камера с телеобъективом (1500 мм), детекторы космич. лучей, оборудование для регистрации радиоизлучения Юпитера и Сатурна в диапазоне 10 Гц — 56,2 кГц, детекторы заряж. частиц низкой энергии, фотополяриметр с 150-миллиметровым телескопом системы Кассегрена, детекторы плазмы (две чаши Фарадея), УФ спектрометр, два трёхосных индукц. магнитометра для измерения слабых и два магнитометра такого же типа для измерения сильных полей (магнитометры вынесены на штанге), интерференц. ИК спектрометр-радиометр с телескопом системы Кассегрена. Предусматриваются также небесномеханич. исследования по траекторным измерениям и радиозатменное зондирование с использованием штатной радиотехнич. аппаратуры КА, работающей в диапазонах S и X.

На КА «В.» установлены идентичные медные граммофонные пластинки в комплекте с вращающимся диском, звукоснимателем и наглядной инструкцией по проигрыванию. На пластинках записаны «звуки Земли», к-рые должны дать представление о нашей планете представителям внеземной цивилизации, если к ним попадут КА. Продолжительность звучания пластинки 110 мин. На ней записаны обращения Ген. секретаря ООН Вальдхайма, приветствия на 60 языках, включая мёртвые, азбука Морзе, музыкальные отрывки, крик ребёнка, звуки прибоя, дождя, извержения вулкана и т. д. Пластинка несёт также видеозапись 115 изображений.

Запущены два КА «В.» с помощью РН «Титан-3Е», снабжённых дополнит. разгонным блоком: КА «В.-2» 20.8.1977 по «медленной» траектории к Юпитеру, КА «В.-1» 5.9.1977 по «быстрой» траектории. 10.12.1977 «В.-1» вошёл в пояс астероидов, 15.12.1977 обогнал на траектории «В.-2», а 8.9.1978 вышел из пояса астероидов. 5.3.1979 «В.-1» совершил пролёт ок. Юпитера на расстоянии 280 000 км, а 12.11.1980 прошёл ок. Сатурна на расстоянии 124 000 км от вершин его облачного покрова и ок. его спутника Титана (миним. расстояние от Титана ~ 4500 км). КА «В.-2» вошёл в пояс астероидов 10.12.1977, вышел из него 21.10.1978. 9.7.1979 совершил пролёт ок. Юпитера на расстоянии 648 000 км. Траекторию пролёта ок. Сатурна КА «В.-2» предполагалось выбрать за неск. мес. до пролёта. Первый вариант предусматривал пролёт КА «В.-2» ок. Сатурна по траектории, обеспечивающей оптим. условия для исследования спутника этой планеты Титана и околопланетного пространства, в частности проход за кольцами Сатурна для их радиозатменного зондирования. Второй вариант предусматривал пролёт КА «В.-2» ок. Сатурна по траектории, обеспечивающей пертурбац. манёвр в поле тяготения планеты с переходом на трассу полёта к Урану (в этом случае КА пройдёт на расстоянии 353 000 км от Титана). Был выбран второй вариант. КА «В.-2» 26.8.1981 совершил пролёт ок. Сатурна на расстоянии 101 тыс. км и перешёл на траекторию полёта к Урану. КА должен совершить пролёт ок. Урана в янв. 1986 и под влиянием тяготения этой планеты перейти на трассу полёта к Нептуну, около к-рого пройдёт в 1989. Вероятность сохранения работоспособности КА до Урана оценивается в 65%, до Нептуна — не более 40%. *Д. Ю. Гольдовский.*

ВРАЧЕ́БНЫЙ КОНТРО́ЛЬ в космическом полёте — один из важных элементов медицинского обеспечения безопасности космического полёта. В. к. позволяет прогнозировать состояние и работоспособность космонавта. Отличит. особенности В. к. в космич. полёте заключаются в обеспечении: макс. диагностич. эффективности при минимуме регистрируемых параметров и длит. нахождении электродов и датчиков на теле космонавта; высококачественных записей при наличии разнообразных помех, обусловлен-

ных, в частности, активным поведением исследуемого. Для обеспечения В. к. в полётах большой продолжительности и дальности применяют внутрикабинную телеметрию и системы автоматич. В. к. Орг-ция В. к. во время полёта осуществляется мед. группой наземного телеметрич. пункта, к-рая передаёт информацию, заключения и рекомендации в центр управления полётом.

ВРАЩА́ЮЩИЕСЯ УСТАНО́ВКИ — устройства, используемые при медицинском отборе и подготовке космонавтов, а также в исследовательских целях. В. у. условно можно разделить на 3 группы. К первой группе относятся разл. вращающиеся кресла, широко применяемые для качеств. и количеств. оценки функции вестибулярного аппарата (преим. используются угловые ускорения). Вращающиеся кресла устроены т. о., что ось вращения совпадает с вертик. осью сидящего в кресле человека. Они позволяют исследовать реакции вестибулярного анализатора человека (и животных) при воздействии также и ускорений Кориолиса. Ко второй группе В. у. относятся *центрифуги*. Третью группу В. у. составляют т. н. медленно вращающиеся системы. На человека, находящегося в такой системе, действуют угловые, тангенциальные, центростремительные и Кориолиса ускорения. Последние возникают при перемещениях по стенду и движениях головой и являются ведущим внеш. фактором в развитии симптомокомплекса укачивания. Исследования, проводимые с помощью медленно вращающихся систем, позволяют изучать реакции человека на длительные вращения (взаимодействие анализаторов, работоспособность, реакции разл. функциональных систем организма в этих условиях). Существует 2 разновидности медленно вращающихся систем. К первой относятся установки с малым радиусом и осью вращения, проходящей через центр пола жилого отсека — т. н. медленно вращающиеся комнаты; ко второй — установки, в к-рых кабина — жилой отсек — смонтирована на стреле центрифуги на нек-ром расстоянии от оси вращения. Кабина имеет дополнит. степень свободы — вращение вокруг горизонт. оси, что обеспечивает её отклонение на угол, при к-ром равнодействующая гравитац. и центростремит. ускорений оказывается направленной перпендикулярно полу. В медленно вращающихся системах используется сравнительно невысокая частота вращения (12 об/мин). При большей частоте вращения движения человека внутри системы могут привести к возникновению значит. ускорений Кориолиса.

ВРЕ́МЯ (методы измерения). В основе современного счёта времени лежат: периоды вращения Земли вокруг своей оси и обращения Земли вокруг Солнца и периодические процессы, связанные с внутриатомными энергетическими переходами. Вращение Земли вокруг своей оси относительно системы неподвижных звёзд определяет звёздное В., к-рое в данный момент численно равно часовому углу точки весеннего равноденствия ♈ в месте наблюдения; относительно центра Солнца — истинное солнечное В. Нач. считается момент, когда часовой угол ♈ или Солнца равен нулю. В., счёт к-рого ведётся таким способом, наз. местным. Разность местных времён в двух точках на земной поверхности равна разности их географич. долгот, что используется при долготных определениях. Истинное солнечное В. неудобно для употребления, т. к. часовой угол Солнца изменяется не пропорционально углу поворота Земли вокруг её оси. На практике пользуются лишённым этого недостатка средним солнечным В. Переменная разность между средним и истинным солнечным В. (изменяется в течение года от —16,4 мин до +14,3 мин) наз. уравнением времени. Ср. солнечное В., увеличенное на 12 ч, наз. гражданским В. Гражд. В. на меридиане Гринвича наз. всемирным. Для удобства счёта В. земной шар разделён меридианами на 24 часовых пояса. Внутри каждого пояса используется местное В. ср. меридиана. За нулевой принят пояс с Гринвич. меридианом в центре.

В СССР используется декретное В., увелич. на 1 ч по отношению к поясному В. Декретное В. 2-го часового пояса наз. московским. В нек-рых странах, в т. ч. в СССР, с 1.4.1981 вводится на летний период т. н. летнее В., увеличенное на 1 ч по отношению к декретному. Из-за неравномерности вращения Земли вокруг своей оси потребовалось ввести равномерно текущее эфемеридное В. (ЕТ), за единицу к-рого принята секунда, составляющая 1/31 556 925,9747 долю тропич. *года* для эпохи 1900,0. Счёт ЕТ ведётся от нач. 1900,0. Наряду с ЕТ используется атомное В. (АТ), 1 секунда к-рого определяется как время, равное «9 192 631 770 периодам излучения, соответствующего переходу между двумя сверхтонкими уровнями основного состояния атома цезия-133» при отсутствии возмущений внеш. полями. Это определение принято XIII Генер. конференцией по мерам и весам в 1967. АТ не зависит от астрономич. наблюдений и осн. на применении высокоточных кварцевых часов, контролируемых квантовыми генераторами. Наличие большого числа разл. шкал В. объясняется практич. потребностями.

ВРЕ́МЯ ИНДУ́КЦИИ в процессах горения — то же, что *задержка воспламенения топлива*.

ВРЕ́МЯ СУЩЕСТВОВА́НИЯ искусственного спутника — интервал времени, в течение к-рого ИС существует как небесное тело. Обычно прекращение обращения ИС вокруг планеты связано с его падением на её поверхность вследствие *эволюции орбиты*. Для ИС, орбита к-рых близка к поверхности планеты, обладающей атмосферой, осн. причиной такой эволюции является сопротивление атмосферы. В этом случае В. с. ИС существенно зависит от нач. значений высот перицентра и апоцентра орбиты, параметров атмосферы и *баллистического коэффициента* спутника. В зависимости от этих параметров за время своего существования ИС может совершить от неск. до практически бесконечного числа оборотов.

Для сильно вытянутых орбит ИС (см., напр., «*Электрон*») В. с. ИС может определяться эволюцией орбиты под влиянием внешних притягивающих тел, в частности для ИСЗ «Электрон» — под влиянием Луны и Солнца. В этом случае В. с. ИС существенно зависит от всех нач. параметров орбиты и особенно от её наклонения к плоскости орбиты возмущающего тела. Для ИС с очень большим баллистическим коэф. В. с. ИС может определяться и влиянием светового давления.

Время активного функционирования КА — интервал времени, в течение к-рого КА выполняет программу полёта с заданным уровнем эффективности.

«ВРЕСА́Т» (англ. WRESAT, сокр. от Weapons Research Establishment Satellite — спутник, разработанный Институтом исследований в области вооружений) — наименование австралийского ИСЗ для исследования верхних слоёв атмосферы. Масса ИСЗ 48,5 кг, дл. 1,52 м, диам. 0,76 м. Он оснащён приборами для изучения солнечной и космич. радиации. Электропитание от хим. батарей. Стабилизация вращением. Телеметрич. передатчик работает на частоте 136,35 МГц. Расчётная продолжительность активного существования 10 сут, фактич.— 9 сут. Запущен 29.11.1967 с австрал. космодрома Вумера амер. РН «Редстоун» (снабжалась двумя дополнит. ступенями) и выведен на орбиту с выс. в перигее 170 км, выс. в апогее 1250 км, наклонением 83,3°; период обращения 98,98 мин.

ВСЕЛЕ́ННАЯ — весь мир, безграничный во времени и пространстве и бесконечно разнообразный по тем формам, к-рые принимает материя в процессе своего развития. Многообразие известных материальных объектов составляет последовательность структурных образований разл. масштабов (от 10^{-15} для протона, нейтрона, пиона до 10^{26} для радиуса видимой части Вселенной) и разной степени сложности — от элементарных частиц, атомных ядер, атомов и молекул до космич. тел (спутники, планеты, звёзды и др.) и образуемых ими космич. систем (спутниковые, планетные системы, солнечная система, кратные звёзды, звёздные скопления и ассоциации, галактики, группы галактик, скопления и сверхскопления галактик — метагалактика).

ВСЕМИ́РНОГО ТЯГОТЕ́НИЯ ЗАКО́Н — устанавливает единую природу сил тяготения, действующих на Земле и управляющих движением небесных тел. В. т. з. был открыт в кон. 17 в. англ. учёным И. *Ньютоном* — создателем классич. механики. Согласно В. т. з., 2 материальные частицы (или 2 тела сферич. формы) притягивают друг друга с силой F, прямо пропорциональной произведению масс этих частиц (тел) m и M и обратно пропорциональной квадрату расстояния r между ними. Коэф. пропорциональности G — величина постоянная (см. *Гравитационная постоянная*), численное значение к-рой зависит только от выбранной системы единиц. Математически В. т. з. выражается формулой

$$F = G \cdot \frac{m \cdot M}{r^2}.$$

ВСПОМОГА́ТЕЛЬНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — см. в ст. *Ракетный двигатель*.

ВТОРА́Я КОСМИ́ЧЕСКАЯ СКО́РОСТЬ — наименьшая начальная скорость, к-рую нужно сообщить телу, чтобы оно, начав движение вблизи поверхности небесного тела, преодолело его притяжение. Эта скорость меняется с высотой и различна для разных небесных тел. Для Земли, будучи приведённой к её поверхности, она равна 11,19 км/с. Если в нач. момент времени тело имело В. к. с. и на него не действуют никакие др. силы, кроме силы тяготения, то оно будет двигаться относительно небесного тела по параболич. орбите. Часто под В. к. с. понимают только В. к. с., приведённую к ср. радиусу притягивающего тела.

ВУ́МЕРА (Woomera) — космодром Австралии, расположенный в Юж. Австралии в пустынной местности в р-не г. Ву-

мера (31° 10′ ю. ш. и 137° в. д.). Создан в 1946 на основании англо-австрал. соглашения как испытат. центр для управляемых ЛА; пл. 100 тыс. км². С В. производились экспериментальные пуски англ. ракет «Блэк найт», «Блю стрик», РН «Блэк эрроу», «Европа-1» (орг-ции ЕЛДО), иссл. и боевых ракет. В 1971 с В. впервые был запущен англ. ИСЗ «Просперо» англ. РН. Трассы В. (протяжённостью 2000 км) проходят над терр. Австралии и заканчиваются на севере и северо-западе. Вдоль трасс В. расположены наземные измерит. пункты для слежения за полётом ракет, РЛС, оптич. и телеметрич. оборудование. С июля 1976 по решению правительства Австралии космодром закрыт как нерентабельный (оборудование законсервировано). Закрыт и связанный с космодромом Центр по исследованиям в области вооружений в Солсбери (близ Аделаиды). См. вкл. XLII.

ВЫВЕДЕ́НИЕ КОСМИ́ЧЕСКОГО АППАРА́ТА с помощью ракеты-носителя — процесс доставки КА с места старта в заданную область космического пространства. Задача выведения КА — получение требуемых параметров движения в конце активного участка. Траектория движения РН выбирается из условия наименьших затрат энергии на преодоление сопротивления атмосферы и силы притяжения Земли. Для этого система управления движением РН строит программу управления его угловым и поступательным движением. Управление активным полётом РН на нач. этапе развития ракетной техники осуществлялось с помощью радиокомандных линий управления или автономной бортовой системой управления, к-рая определяла изменение угла тангажа РН и значение скорости. В соответствии с программой создавались управляющие силы и моменты, обеспечивающие выполнение программы. Совр. системы управления движением РН, включающие бортовые ЦВМ, осуществляют: гибкое терминальное управление (см. *Терминальная система управления*), оптимизацию параметров выведения, минимизацию расхода топлива, выключение маршевых РД, перестройку программы В. к. а. при отказе отд. РД, манёвры по уменьшению поперечных ветровых нагрузок.

ВЫСОКОКИПЯ́ЩЕЕ РАКЕ́ТНОЕ ТО́ПЛИВО — *жидкое ракетное топливо*, все компоненты к-рого являются высококипящими компонентами.

ВЫСОКОКИПЯ́ЩИЙ КОМПОНЕ́НТ ракетного топлива — компонент жидкого топлива с температурой кипения в условиях эксплуатации не ниже 25 °С. В. к. можно хранить в конденсированном состоянии в топливных баках без применения спец. мер по охлаждению. Хранение нек-рых *низкокипящих компонентов* (напр., *четырёхокиси азота*) в баках под небольшим давлением (неск. сотен кПа) позволяет повысить их темп-ру кипения настолько, что они переходят в класс В. к. Из высококипящих горючих нашли применение *керосин*, *диметилгидразин несимметричный*, *гидразин* и др., а из высококипящих окислителей — *азотная кислота*, *азотнокислотные ракетные окислители*, *перекись водорода*.

ВЫСОКОЧАСТО́ТНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — один из видов *электротермического ракетного двигателя*.

ВЫСОТА́ — координата в горизонтальной системе небесных координат: угол между *горизонтом* и светилом, измеряемый вдоль дуги *вертикала*. В направлении *зенита* высота считается положит. и измеряется от 0 до 90°, в направлении *надира* — отрицательной, измеряется от 0 до —90°.

ВЫСОТА́ АПОГЕ́Я — расстояние между *апогеем* ИСЗ, Луны или к.-л. др. небесного тела и поверхностью Земли.

ВЫСОТА́ АПОСЕЛЕ́НИЯ — расстояние между *апоселением* ИСЛ или к.-л. др. небесного тела и лунной поверхностью.

ВЫСОТА́ ПЕРИГЕ́Я — расстояние между *перигеем* ИСЗ, Луны или к.-л. др. небесного тела и земной поверхностью.

ВЫСОТА́ ПЕРИСЕЛЕ́НИЯ — расстояние между *периселением* ИСЛ или к.-л. др. небесного тела и лунной поверхностью.

ВЫСОТОМЕ́Р, альтиметр — в космическом аппарате — прибор, измеряющий (периодически или непрерывно) расстояние до поверхности небесного тела, вблизи которого движется КА. При мягкой посадке КА на планеты или их спутники, лишённые атмосферы, сигналы В. используются для управления РД, тормозящим аппарат при снижении; на искусств. спутниках В. служат для определения нек-рых параметров орбиты, к-рые можно получить после соответствующей математич. обработки его показаний. Наиболее распространённый тип В. КА основан на принципе радиолокации поверхности планеты или др. небесного тела.

ВЫ́СТАВКИ по космонавтике и ракетно-космической технике — см. *Музеи космонавтики и ракетно-космической техники*.

ВЫТЕСНИ́ТЕЛЬНАЯ ЗАПРА́ВКА — см. в ст. *Заправка* ракеты-носителя.

ВЫТЕСНИ́ТЕЛЬНАЯ ПОДА́ЧА рабочего тела (топлива) — основана на его вытеснении из ёмкости газом. В ДУ с В. п. *наддув баков* обычно создаётся *аккумулятором давления*. Если им является баллон сжатого газа, то В. п. наз. баллонной (газобаллонной). Противоположностью В. п. является *насосная подача*. Устройство, характеристики и применение РД и ДУ с В. п. см. в статьях *Газовый ракетный двигатель*, *Жидкостный ракетный двигатель*.

«ВЭКСЕ́Н» — см. *«Вексен»*.

Г

ГАГА́РИН Юрий Алексеевич (1934—1968) — космонавт СССР, полковник, Герой Сов. Союза (1961), лётчик-космонавт СССР (1961). Чл. КПСС с 1960. Первый человек, совершивший полёт в космос. Родился в семье колхозника в г. Гжатске Гжатского р-на Смоленской обл. В 1941 начал учиться в ср. школе с. Клушино, но учёбу прервала война. После окончания войны семья Гагариных переехала в Гжатск, где Г. продолжал учиться в ср. школе. В 1951 он с отличием окончил ремесл. уч-ще в подмосковном г. Люберцы (по специальности формовщик-литейщик) и одновременно школу рабочей молодёжи. В 1955 также с отличием окончил индустр. техникум и аэроклуб в Саратове и поступил в 1-е Чкаловское воен. авиац. уч-ще лётчиков им. К. Е. Ворошилова, к-рое окончил в 1957 по 1-му разряду. Затем служил воен. лётчиком в частях истребит. авиации Сев. флота. С 1960 в отряде космонавтов; с 1961 его командир. В 1968 с отличием окончил военно-возд. инж. академию им. Н. Е. Жуковского.

12.4.1961 совершил первый в истории человечества космич. полёт (на КК «Восток»), за 1 ч 48 мин облетел земной шар и благополучно приземлился в окрестности д. Смеловки Терновского р-на Саратовской обл. После полёта Г. непрерывно совершенствовал своё мастерство как лётчик-космонавт, а также принимал непосредств. участие в обучении и тренировке экипажей космонавтов, в руководстве полётами КК «Восток», «Восход», «Союз». В 1964—68 зам. нач. Центра подготовки космонавтов. Г. вёл большую общественно-политич. работу, являясь деп. Верх. Совета СССР 6-го и 7-го созывов, чл. ЦК ВЛКСМ (избран на 14-м и 15-м съездах ВЛКСМ), президентом Об-ва советско-кубинской дружбы. С миссией мира и дружбы он посетил мн. страны. Г. присуждены золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР, медаль де Лаво (ФАИ), золотые медали и почётные дипломы междунар. ассоциации (АИУС) «Человек в космосе» и Итал. ассоциации космонавтики, золотая медаль «За выдающееся отличие» и почётный диплом Королевского аэроклуба Швеции, Большая золотая медаль и диплом ФАИ, золотая медаль Брит. об-ва межпланетных сообщений, премия Галабера по астронавтике. С 1966 Г. являлся почётным чл. Междунар. академии астронавтики. Награждён орденом Ленина и медалями СССР, а также орденами мн. стран мира. Ему присвоены звания Герой Социалистич. Труда ЧССР, Герой НРБ, Герой Труда СРВ.

Г. трагически погиб в авиац. катастрофе вблизи дер. Новосёлово Киржачского р-на Владимирской обл. при выполнении тренировочного полёта на самолёте. В целях увековечения памяти Г. город Гжатск и Гжатский р-н Смоленской обл. переименованы соответственно в город Гагарин и Гагаринский р-н. Имя Г. присвоено Военно-возд. академии в Монино. Учреждена стипендия им. Ю. А. Гагарина для курсантов воен. авиац. уч-щ. Междунар. авиационной федерацией (ФАИ) учреждена медаль им. Ю. А. Гагарина. Имя Г. носят Центр подготовки космонавтов СССР, н.-и. судно АН СССР, уч. заведения, улицы и площади мн. городов мира. В Москве, Гагарине, Звёздном городке, Софии — памятники космонавту; мемориальный дом-музей в Гагарине. Г. был избран почётным гражданином городов Калуга, Новочеркасск, Сумгаит, Смоленск, Винница, Севастополь, Саратов (СССР), София, Перник (НРБ), Афины (Греция), Фамагуста, Лимасол (Кипр), Сен-Дени (Франция), Тренчанске-Теплице (ЧССР). Именем Г. назв. кратер на Луне. Урна с прахом в Кремлёвской стене.

Ю. А. Гагарин

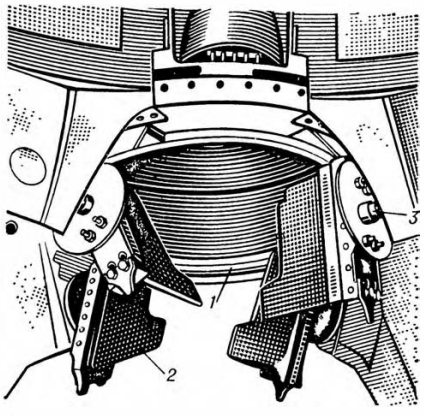
ГАГА́РИНА МЕДА́ЛЬ — золотая медаль имени первого космонавта мира Ю. А. Гагарина — почётная награда Международной авиационной федерации (ФАИ). Учреждена 61-й Ген. конференцией ФАИ (29—30 нояб. 1968, Лондон). В соответствии с положением, утверждённым конференцией, Г. м. награждаются космонавты, достигшие наивысших результатов в области освоения космического пространства. Г. м. награждены: Г. Т. Береговой, Ч. Конрад, А. Г. Николаев, В. И. Севастьянов, В. А. Шаталов, А. С. Елисеев, А. Бин, В. Бранд, Д. Слейтон, Т. Стаффорд, В. Н. Кубасов, А. А. Леонов, Э. Гибсон, Дж. Янг.

Медаль имени Ю. А. Гагарина

ГАЗИФИКА́ТОР — аппарат для хранения жидкого кислорода (азота, водорода и др.) и его превращения в газ требуемого давления, применяемый, напр., в СЖО, а также в др. системах КК. Обычно состоит из сосуда Дьюара, испарителя, регуляторов, поддерживающих заданное рабочее давление, и запасомера. В газификаторе КК «Джемини» и «Аполлон» жидкий кислород, напр., сохраняется в однофазном состоянии при сверхкритич. давлении.

ГАЗИФИКА́ЦИЯ сжиженного газа — процесс превращения сжиженного газа в газ требуемого давления. В разл. системах космодромов и КА в больших кол-вах используются *газы сжатые*. В то же время на станциях газоснабжения в блоках разделения воздуха газы получают, как правило, в жидком виде. К месту потребления их также целесообразнее доставлять в жидком виде (в этом случае объём и масса используемых ёмкостей меньше, чем при транспортировке равной массы сжатого газа) и только затем газифицировать. Г. осуществляется в газификаторах, *испарителях кислорода*.

ГА́ЗОВЫЕ РУЛИ́ — устанавливаются в реактивной струе РД для управления положением РН. 2 пары Г. р., отклоняемых относительно продольной оси РН, обеспечивают управление по тангажу, курсу и крену. Изготовляются из графита и жаропрочных сплавов. Г. р. утяжеляют конструкцию ДУ и ввиду большого газодинамич. сопротивления вызывают значит. потери импульса; в процессе работы подвергаются эрозии. Нашли применение в ракетах Фау-2, Р-1, Р-2, Р-5, на первых ступенях РН «Джуно», «Космос», «Скаут».



Расположение газовых рулей в хвостовой части ракеты: *1* — сопло ЖРД; *2* — газовый руль; *3* — ось поворота руля

ГА́ЗОВЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — РД, *рабочим телом* к-рого является газ. Большинство Г. р. д. работает на сжатом газе, поступающем из баллона высокого давления через редуктор (пневматические РД); давление газа понижается с 10—40 до 0,1—1 МПа. По мере расходования газа тяга Г. р. д. уменьшается. Г. р. д. на «холодном» газе (с темп-рой ~ 20 °С) просты и надёжны в работе, однако их уд. импульс мал (350—700 м/с), поскольку с целью получения приемлемой массы ДУ используются газы с большой мол. м. (азот, хладоны, аргон, криптон, неон и др.).

Уменьшение массы ДУ достигается при использовании Г. р. д., работающих на испарённом рабочем теле. Исходным рабочим веществом является жидкость (напр., сжиженный аммиак) или твёрдое вещество (напр., бикарбонат аммония, гидросульфид аммония, гидрид лития), к-рые газифицируются перед подачей в РД путём нагрева от электрич., радиоизотопного источника энергии или от более тёплых элементов конструкции КА. Г. р. д., работающие на продуктах сублимации твёрдого вещества, наз. сублимационными ракетными двигателями. Преимущество их состоит в том, что низкое давление паров сублимирующего вещества (менее 0,1 МПа) позволяет использовать для хранения рабочего тела тонкостенные ёмкости любой удобной формы. Указанное преимущество можно реализовать, однако, лишь при очень малых тягах, свойственных сублимационным РД (до неск. Н).

Г. р. д. на испарённом рабочем теле по уд. импульсу неск. превосходит Г. р. д. на «холодном» газе. Этот параметр можно

значительно повысить путём дополнит. нагрева рабочего тела от электрич. или радиоизотопного источника энергии, размещённого перед РД или в самом РД (к-рый становится соответственно электрич. или радиоизотопным РД). При нагреве до 1100 К уд. импульс Г. р. д. на сжатом газе увеличивается приблизительно вдвое. Несколько больший уд. импульс — 1500 м/с — у Г. р. д. на продуктах каталитич. разложения гидразина, в к-ром (в отличие от гидразинового ЖРД) катализаторный пакет размещён в отд. газогенераторе и вырабатываемый газ поступает вначале в ёмкость — ресивер.

Описанные выше Г. р. д. являются по существу реактивными соплами, к-рые снабжены управляющими клапанами. Имеются также Г. р. д., работающие на газообразном монотопливе и двухкомпонентном топливе, по устройству аналогичные ЖРД. Монотопливом может быть смесь газов, напр. «т р а й д а й н» (Tridyne): 85% N_2, 10% H_2, 5% O_2 — по объёму), реагирующая в каталитич. камере РД. Двухкомпонентным топливом Г. р. д. могут быть, напр., продукты испарения первичных жидких окислителя и горючего или продукты электролиза воды (т. е. газообразные кислород и водород). Г. р. д. на двухкомпонентном топливе сравнимы по уд. импульсу с ЖРД.

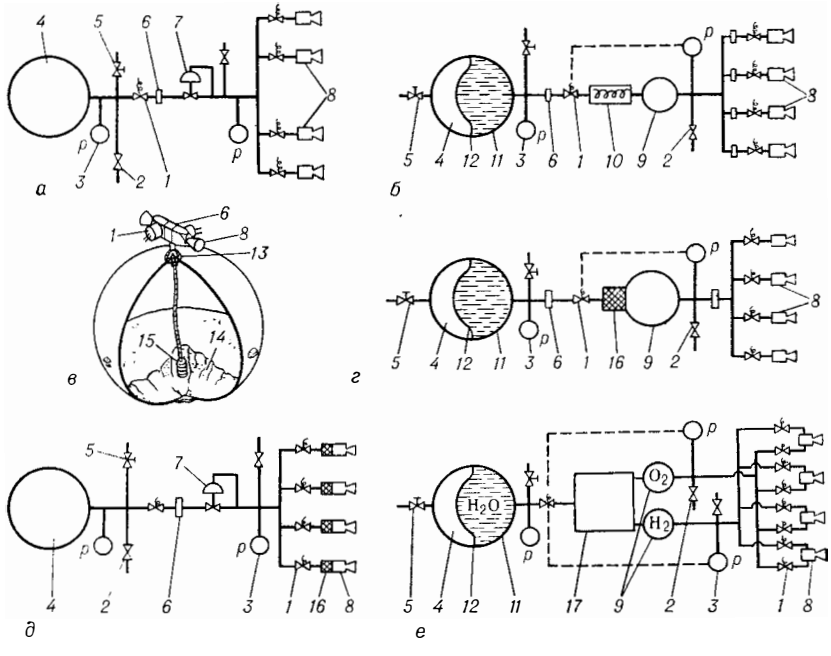
Тяга Г. р. д. находится в диапазоне от неск. мН до сотен Н, причём большинство их относится к ракетным *микродвигателям*. Осн. применение Г. р. д.— *реактивные системы управления* и *индивидуальные ракетные двигательные установки*, где они работают преим. в импульсном режиме (см. *Импульсный ракетный двигатель*). *В. И. Прищепа.*

ГАЗОГЕНЕРА́ТОР (ГГ) жидкостного ракетного двигателя — агрегат для получения горячего газа (или парогаза) с целью привода *турбонасосного агрегата*. В ЖРД, созданных в 1940—60-х гг. (см., напр., *РД-107*), широко применялись п а р о г а з о г е н е р а т о р ы, вырабатывающие смесь водяного пара и кислорода за счёт каталитич. разложения концентриров. водного раствора перекиси водорода. В большинстве совр. ГГ получается восстановит. или окислит. газ путём сжигания части двухкомпонентного ракетного топлива при большом избытке горючего или окислителя. Восстановит. газ имеет меньшую хим. агрессивность и бо́льшую работоспособность (ввиду малой мол. массы и меньших температурных ограничений, определяемых сохранением целостности конструкции). Однако в ЖРД с дожиганием (напр., *РД-253*), где для привода ТНА требуется много газа, часто применяют окислит. газогенераторы. ГГ со сгоранием топлива устроены аналогично камерам сгорания. Они содержат смесит. головку и корпус, неохлаждаемый или с регенеративным охлаждением.

Сжигание топлива с большим избытком одного компонента представляется трудной задачей. Поэтому иногда избыточный компонент распределяют между смесит. головкой и дополнит. поясом форсунок-распылителей, создавая 2 зоны горения: с высокой и низкой темп-рой; из ГГ выходит парогаз. В ГГ таких двигателей, как «*Викинг*», топливо сгорает при соотношении компонентов, близком к стехиометрич., и затем газ разбавляется водой. Часть его после дополнит. охлаждения используется для наддува топл. баков РН и в др. целях (для этого в ЖРД могут предусматриваться спец. ГГ). В газогенераторе ЖРД *РД-119* осуществляется термич. разложение горючего (*диметилгидразин несимметричный*), инициируемое сгоранием порохового заряда. См. рис. на стр. 74.

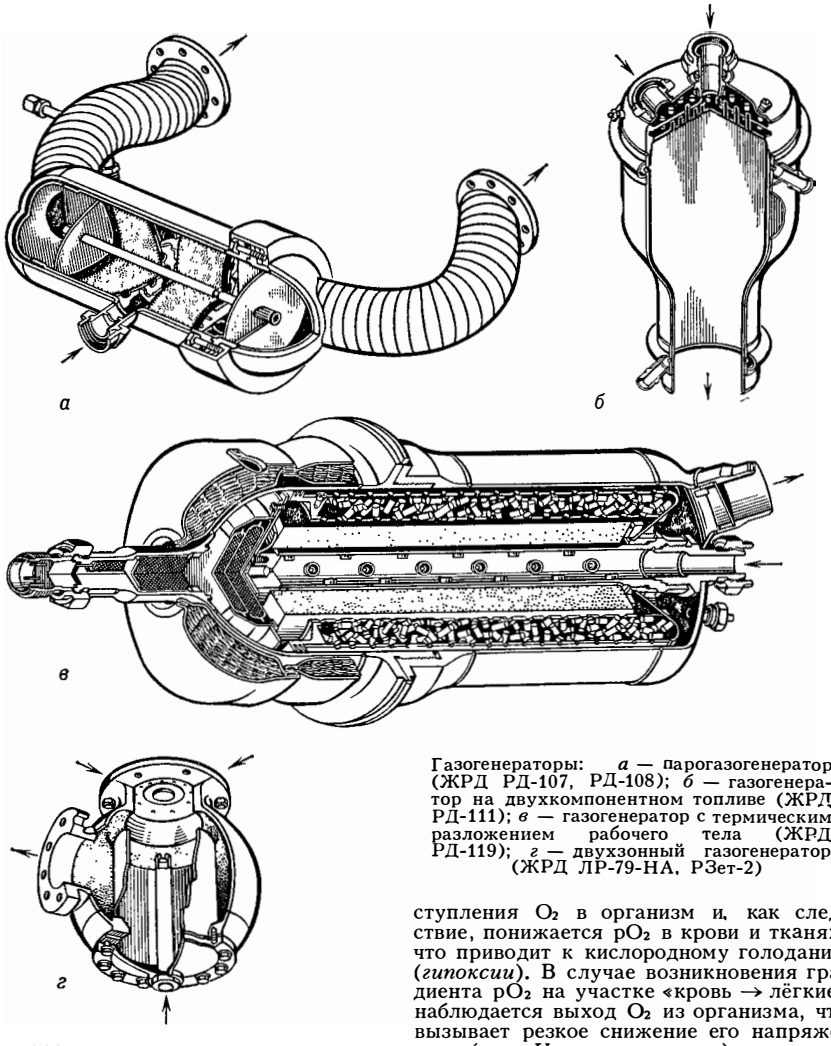
ГАЗОДИНАМИ́ЧЕСКАЯ ЛАБОРАТО́РИЯ (ГДЛ) — первая в СССР научно-исследовательская и опытно-конструкторская организация по ракетной технике, начавшая работать 1.3.1921 в Москве при военном ведомстве. Орг-ция именовалась вначале Лабораторией для разработки изобретений Н. И. *Тихомирова*; назв. ГДЛ присвоено в 1928. Вначале деятельность ГДЛ сосредоточилась на создании ракетных снарядов на *бездымном ракетном порохе*. Осн. проблема заключалась в разработке рецептур порохов и технологии изготовления толстосводных шашек, обеспечивающих достаточное время горения и стабильные параметры заряда. Существенный прогресс был достигнут в 1924, когда сотруднику Центр. гос. научно-технич. ин-та (ЦГОНТИ) в Ленинграде С. А. Серикову (работавшему по заданию ГДЛ) удалось изготовить шашки из пироксилинотротилового пороха (ПТП) с приемлемыми характеристиками. В 1925 ГДЛ перебазировалась в Ленинград, где на Гл. арт. полигоне в марте 1928 состоялись успешные пуски активно-реактивных снарядов, снаряжённых ПТП. С 1930 на основе ПТП разрабатывались боевые реактивные снаряды (РС) калибром от 65 до 410 мм (последние имели массу 500 кг и расчётную дальность 8 км). В 1932 состоялись стрельбы 82-мм снарядами РС-82 в воздухе с истребителя И-4. Кроме боевых, в ГДЛ создавались РС вспомогат. назначения (осветительные, сигнальные, агитационные и др.). В 1933 мн. из них были полностью отработаны и прошли офиц. испытания при пусках с земли, самолётов и мор. судов. Большой вклад в создание снарядов внесли, наряду с Тихомировым, В. А. *Артемьев*, Б. С. *Петропавловский*, Г. Э. *Лангемак*. В результате усовершенствования конструкции РС в *Реактивном научно-исследовательском институте* (РНИИ) были созданы образцы ракетного оружия, нашедшие применение в боях у р. Халхин-Гол в 1939 и во время Великой Отечеств. войны 1941—45 (см. «*Катюша*»).

С 1927 в ГДЛ проводились работы по созданию пороховых ускорителей старта самолётов, к-рые завершились успешными гос. испытаниями на бомбардировщике ТБ-1 в 1933; с применением ускорителей разбег этого самолёта (массой до 8 т) сократился более чем в 4 раза. В ГДЛ создавались ЭРД и ЖРД. Эти двигатели разрабатывались с 1929 в подразделении В. П. *Глушко*, к-рое превратилось впоследствии в опытно-конструкторское бюро, наз. *ГДЛ — ОКБ*. В 1931 ГДЛ состояла из 7 подразделений: пороховых ракет (нач. Лангемак), ракет на жидком топливе (нач. Глушко), авиац. применения пороховых ракет (нач. В. И. Дудаков), миномётного (нач. Н. А. Доровлев), порохового производства (нач. И. И. Кулагин), производств. (нач. Е. С. Петров), адм.-хоз. В ГДЛ насчитывалось в нач. 1928 10 сотрудников, в сент. 1930 — 23, в 1931 — 77, в 1932 — 120, в нач. 1933 — ок. 200. Нач.



Схемы двигательных установок с газовыми РД: *а* — двигательная установка с пневматическими РД; *б* — двигательная установка с РД на испарённом рабочем теле; *в* — двигательная установка с сублимационными РД; *г* — двигательная установка с РД на продуктах каталитического разложения жидкостного монотоплива; *д* — двигательная установка с РД на продуктах каталитического разложения газообразного монотоплива; *е* — двигательная установка с РД на продуктах электролиза воды; *1* — управляющий клапан; *2* — дренажно-предохранительный клапан; *3* — датчик (реле) давления; *4* — сжатый газ; *5* — заправочный клапан; *6* — фильтр; *7* — редуктор давления; *8* — реактивные сопла (камеры); *9* — ресивер газа (пара); *10* — испаритель-подогреватель; *11* — жидкое топливо (рабочее тело); *12* — разделительная диафрагма; *13* — терморегулируемый дроссель; *14* — сублимирующее твёрдое вещество; *15* — термочувствительный элемент; *16* — катализатор; *17* — электролитическая установка

ГДЛ были: Тихомиров (1921—30), Петропавловский (1930—31), Н. Я. Ильин (1931—32), И. Т. *Клеймёнов* (1932—33). ГДЛ размещалась в разл. местах Ленинграда. Осенью 1933 ГДЛ была объединена с ГИРД в РНИИ.



Газогенераторы: *а* — парогазогенератор (ЖРД РД-107, РД-108); *б* — газогенератор на двухкомпонентном топливе (ЖРД РД-111); *в* — газогенератор с термическим разложением рабочего тела (ЖРД РД-119); *г* — двухзонный газогенератор (ЖРД ЛР-79-НА, РЗет-2)

В 1966 кратерной цепочке протяжённостью 650 км на обратной стороне Луны присвоено наименование ГДЛ, а неск. кратерам — имена сотрудников ГДЛ (Артемьева, Ильина, Клеймёнова, Лангемака, Петропавловского, Тихомирова). В 1973 в Ленинграде открыт музей ГДЛ (см. *Музеи космонавтики и ракетно-космической техники*). *В. И. Прищепа.*

ГАЗОЗАПРА́ВЩИК — передвижной агрегат (как правило, на автомобильном шасси) для доставки сжатых газов и *заправки* ими баллонов РН или агрегатов наземного оборудования. Оснащён *ресиверной*, системой пневмоклапанов, вентилей, газовых редукторов, трубопроводов высокого давления, раздаточным и заправочным щитами и пультом управления процессом заправки. Заправляется сжатым газом на станции газоснабжения.

ГАЗООБМЕ́Н в условиях разряжённой атмосферы. Если понижение барометрического давления в кабине КК сопровождается уменьшением парциального давления кислорода (pO_2) во вдыхаемом воздухе до значений не ниже 0,0117—0,0133 МПа, то рефлекторная интенсификация систем дыхания и кровообращения обеспечивает доставку необходимого кол-ва O_2 к жизненно важным органам. При дальнейшем уменьшении pO_2 снижается скорость поступления O_2 в организм и, как следствие, понижается pO_2 в крови и тканях, что приводит к кислородному голоданию (*гипоксии*). В случае возникновения градиента pO_2 на участке «кровь → лёгкие» наблюдается выход O_2 из организма, что вызывает резкое снижение его напряжения (см. *Напряжение газа*) в тканях (т. н. дезоксигенация). При значениях pO_2 ниже нормальных в силу гипервентиляции лёгких происходит усиленное выделение CO_2 из организма (*гипокапния*). Резкая гипокапния вызывает спазм сосудов головного мозга, что приводит к снижению pO_2 в тканях мозга.

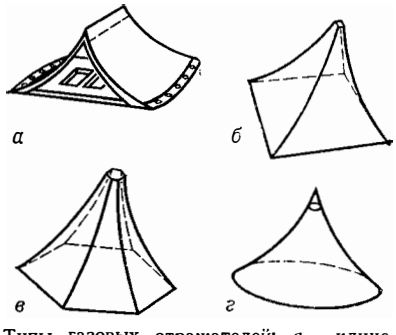
С понижением барометрич. давления (вследствие снижения pN_2 во вдыхаемом воздухе) возникает градиент pN_2 на участке «ткань → кровь → лёгкие». В этих условиях N_2, растворённый в жидкостях и тканях, включается в лёгочный газообмен и выводится из организма до наступления нового газового равновесия (обычно в первые 10—15 мин после изменения pN_2). При быстром и значит. снижении барометрич. давления часть растворённого N_2 не успевает выйти в лёгкие. Это создаёт условия для образования пузырьков N_2 в крови и тканях (см. *Декомпрессия*) и может привести к *болезни декомпрессионной*.

В космич. полётах развитие гипоксии, гипокапнии и декомпрессионной болезни предупреждается применением герметич. кабин, а также индивидуальных СЖО, поддерживающих нормальный уровень pO_2 в лёгких и оптим. режимы внеш. давления.

ГАЗООБРА́ЗНОЕ РАКЕ́ТНОЕ ТО́ПЛИВО — *химическое ракетное топливо*, все компоненты к-рого в условиях эксплуатации находятся в газообразном состоянии. Г. р. т. имеют ограниченную область применения вследствие их низкой плотности и относительно большой массы ёмкостей для них. В осн. применяются для наземных испытаний РД и иногда в микродвигателях реактивной системы управления.

ГАЗООТВО́ДНЫЙ КАНА́Л — элемент заглублённого *пускового сооружения*, служащий для отвода газового потока работающего РД после *газоотражателя* в атмосферу, в зону, безопасную для оборудования ПУ и РН. Стенки Г. к. облицовываются термостойкими материалами. Важная характеристика Г. к.— минимально допустимая площадь поперечного сечения, при к-рой ещё нет обратных потоков газа, т. е. движения его в сторону стартующей РН (см. *Эжекция*), а уровень возникающих при запуске ДУ импульсных давлений не превышает допустимого значения. Пусковые сооружения имеют обычно от одного до шести Г. к.; их число, размеры и форма определяются конструктивной схемой газоотражателя, к-рая в свою очередь зависит от конструкции и расположения РД на РН и их мощности.

ГАЗООТРАЖА́ТЕЛЬ — элемент ПУ для отвода газового потока, создаваемого работающим РД в направлении, безопасном для РН и оборудования ПУ. В большинстве случаев Г. разворачивает вертикально падающую сверхзвуковую реактивную струю на 90° и направляет её или вдоль поверхности земли, или в *газоотводные каналы*. Осн. элементы Г.— профилиров. отражающие грани, состоящие из прямолинейных участков и закруглений. Реактивная струя РД падает на прямолинейный участок грани, движется вдоль него вниз, затем поступает на закругление и сходит с Г. примерно в горизонтальном направлении. Оптим. угол между прямолинейным участком грани и вертикалью равен ~ 35°. При бо́льших углах возможно образование обратных потоков (т. е. движение газов по грани вверх в сторону стартующей ракеты), что недопустимо, а при меньших углах увеличивается высота Г. и всей ПУ. Стойкость отражающей грани против силового и теплового воздействия реактивной струи РД достигается



Типы газовых отражателей: *а* — клиновой; *б*, *в* — пирамидальные (четырёх- и шестигранные); *г* — конусный

соответствующим подбором материала и толщины стенки граней, а также применением спец. покрытий; иногда в стенках прокладывают трубопроводы, по к-рым циркулирует охлаждающая жидкость (обычно вода). Геометрич. размеры и конструкция Г. зависят от числа, размеров и расположения сопел РД, параметров реактивной струи, схемы, конструкции и степени заглублённости ПУ. По кол-ву отражающих граней Г. можно разделить на одно-, двух-, трёх-, четырёх- и шестискатные. Иногда один Г. обслуживает 2 ПУ; в этом случае Г. выполняют передвижными (напр., по ж.-д. рельсам).

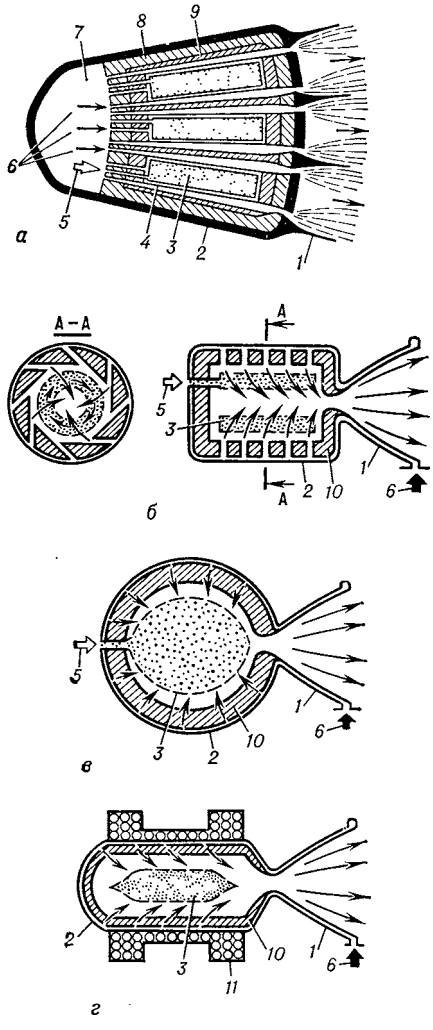
ГАЗООТРАЖА́ТЕЛЬНЫЙ ЛОТО́К — элемент заглублённой ПУ, состоящий из односкатного *газоотражателя* и *газоотводного канала*, ограниченного двумя боковыми стенками и основанием (в виде лотка). Обеспечивает отвод потока газов РД, падающего на односкатный газоотражатель на поверхность земли в безопасную для РН и ПУ зону. Г. л. применяется в ПУ *стартового комплекса* РН «Восток».

ГАЗОРАССЕКА́ТЕЛЬ — см. *Рассекатель*.

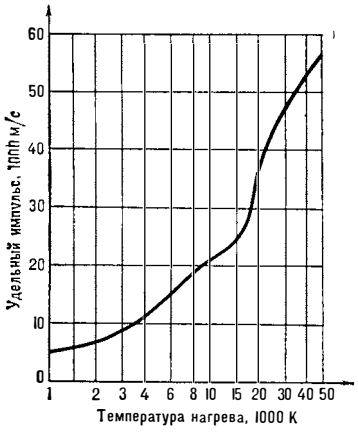
ГАЗОСБРО́С топливной ёмкости — выпуск избыточного кол-ва газа через дренажный или дренажно-предохранительный клапаны; может быть принудительным или автоматическим. Принудит. Г. в топл. ёмкостях после окончания *заправки* достигается подачей команды на открытие дренажного клапана; автоматич. Г. происходит при превышении заданного давления через предохранит. клапан, срабатывающий при достижении предельного давления в газовых магистралях, ресиверах и секциях баллонных батарей.

ГАЗОФА́ЗНЫЙ Я́ДЕРНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — *ядерный ракетный двигатель* с газофазным *реактором*, т. е. с реактором, в к-ром ядерное горючее (делящееся вещество) находится в состоянии высокотемпературного газа (плазмы). В тепловыделяющих элементах (ТВЭЛ) газофазного реактора образуются плазменные сгустки с темп-рой 50—100 тыс. К. Последние обтекаются рабочим телом, к-рое нагревается за счёт теплового излучения. Рабочим телом является водород, который целесообразно «зачернять» добавлением неона или микроскопических вольфрамовых частиц, хорошо поглощающих излучение. При этом тем или иным способом необходимо исключить смешение ядерного горючего с рабочим телом (удержать ядерное горючее), чтобы предотвратить его унос из ЯРД. Приемлемые загрузка и размеры газофазного реактора обеспечиваются лишь при высоком давлении в активной зоне (50—100 МПа). Запуск, регулирование и выключение Г. я. р. д. являются сложной проблемой.

Наиболее прост Г. я. р. д. с прозрачным разделителем ядерного горючего и рабочего тела — размещённой в реакторе кварцевой трубой, в к-рой заключено ядерное горючее. Хотя разделитель и рассчитан на охлаждение рабочим телом, его огранич. физ. стойкость лимитирует нагрев последнего до темп-ры 5000—6000 К, что соответствует уд. импульсу ЯРД 12—15 км/с. Эти параметры можно повысить путём создания между ядерной плазмой и стенкой трубы вихревого слоя «буферного» газа (неона). Перспективными представляются коаксиальный ЯРД с газодинамич. удержанием ядерного горючего и ЯРД с магнитным удержанием. В первом ядерное горючее удерживается внутри реактора за счёт воздействия со стороны рабочего тела (отжимающего плазму от стенок), во втором — внеш. магн. поля (при этом используется разл. чувствительность к нему электрически нейтр. рабочего тела и электропроводящей плазмы ядерного горючего). Для обеспечения устойчивости процесса в газофазных ТВЭЛ предложено осуществлять циркуляцию ядерного горючего по замкнутому контуру. Согласно расчётам и лабораторным экспериментам, степень смешения ядерного горючего и рабочего тела становится приемлемой при соотношении их скоростей порядка 0,01—0,001. В ЯРД с газодинамич. и магнитным удержанием ядерного горючего предполагается получить темп-ру рабочего тела св. 30 000 К и уд. импульс св. 50 км/с. Однако достижение параметров, превышающих 10 000—15 000 К и 20—25 км/с, связано с существенным усложнением конструкции ЯРД: необходимо отводить в космос теплоту, выделяющуюся в твёрдых элементах реактора (её кол-во достигает 10—15% тепловой мощности реактора).



Принципиальные схемы газофазных ЯРД: *а* — ЯРД с прозрачным разделителем; *б* — вихревой ЯРД с газодинамическим (центробежным) удержанием ядерного горючего; *в* — коаксиальный ЯРД с газодинамическим удержанием ядерного горючего; *г* — ЯРД с магнитным удержанием ядерного горючего; *1* — реактивное сопло; *2* — корпус реактора; *3* — тепловыделяющий элемент (газообразное ядерное горючее); *4* — двустенная кварцевая оболочка-разделитель, охлаждаемая рабочим телом; *5* — ядерное горючее; *6* — рабочее тело; *7* — место установки агрегатов подачи рабочего тела и обеспечения циркуляции ядерного горючего; *8* — отражатель; *9* — замедлитель; *10* — отражатель-замедлитель с каналами для ввода рабочего тела: *11* — электромагнит



Зависимость удельного импульса ЯРД (работающего на водороде) от температуры нагрева рабочего тела (при расширении газа в реактивном сопле от 10 до 0,1 МПа)

Работы по Г. я. р. д. сосредоточены в осн. на теоретических исследованиях, оценке возможных конструкционных материалов, моделировании рабочих процессов, поиске приемлемых конструкций и технологии изготовления.

В. И. Прищепа, В. Н. Хазов.

ГА́ЗЫ СЖА́ТЫЕ — газы, давление к-рых выше атмосферного. Применяются как рабочее тело систем пневмоавтоматики наземных агрегатов космодрома и КА, как рабочее тело реактивных систем управления, а также для вытеснения компонентов топлива из заправочных ёмкостей в баки РН при вытеснит. *заправке*, для наддува заправочных ёмкостей и топл. баков РН, для СЖО космонавтов на КК. Используются сжатые кислород, воздух, азот, гелий и т. п. Давление Г. с. зависит от систем, в к-рых они используются (20 МПа и выше). Получают Г. с. обычно с помощью *компрессорных станций*. Проще всего получить сжатый воздух, но иногда использование воздуха невозможно, т. к. кислород, входящий в его состав, поглощается горючим или конденсируется при наддуве ёмкостей с криогенным ракетным топливом, что приводит к колебанию давления при наддуве и загрязнению топлива. В этих случаях применяют инертный газ — азот ($t_{кип}$ = —196 °С). Однако, если горючим служит жидкий водород ($t_{кип}$ = —253 °С), использовать азот для наддува и вытеснений нельзя, т. к. он конденсируется на поверхности водорода; это же явление наблюдается и при наддуве азотом ёмкости с переохлаждённым кислородом. В этом случае эффективен газообразный гелий ($t_{кип}$ = —269 °С).

ГАЛАБЕ́РА ПРЕ́МИЯ — международная премия по астронавтике. Учреждена в 1957 французским промышленником

Г. Галилей

Г. Гансвиндт

Апри Галабером (Galabert). Присуждена: Ю. А. Гагарину, А. Г. Масевич, А. А. Штернфельду, В. В. Терешковой, АН СССР, М. Я. Марову (СССР), Дж. Гленну, В. фон Брауну, Н. Армстронгу, Э. Олдрину, М. Коллинзу, У. Пикерингу, Э. Штулингеру (США), Г. Оберту (ФРГ), Ж. Ж. Барре, Ж. П. Косу, Р. Шевалье, Ж. Шарону, О. Дольфусу (Франция).

ГАЛА́КТИКИ — гигантские звёздные системы, содержащие также газ и пыль. Размеры Г. от неск. сотен до десятков тыс. пк. Г.-сверхгиганты содержат до 10^{13} звёзд, Г.- пигмеи $\sim 10^6$ звёзд (в нашей гигантской Г.$\sim 10^{11}$ звёзд). В звёздах сосредоточена осн. масса вещества Г. Наиболее распространённая классификация Г. делит их по внеш. виду на 4 осн. типа: эллиптические (E), линзообразные (SO), спиральные (S) и неправильные (I). Кол-во газа и пыли постепенно возрастает от E к I. Г. имеют осевое вращение.

Эллиптические Г. представляют собой медленно вращающиеся сфероидальные системы разл. степени сплюснутости с сильной концентрацией вещества к центру. Звёзды малой светимости, определяющие «красный» цвет этих Г., имеют эллиптич. орбиты с большими эксцентриситетами и разл. наклонами к плоскости симметрии Г. Спиральные Г. (к ним относится наша Г.) помимо сферич. звёздной составляющей имеют т. н. плоскую составляющую — дискообразную систему звёзд со значит. примесью газа и пыли (в нашей Г.— до 5% всей массы Г.). Звёзды плоской составляющей движутся по почти круговым орбитам преимущественно в одном направлении. Эти звёзды имеют высокую светимость и обычно сконцентрированы в две или более спиральные ветви, выходящие из центральной области, наз. ядром Г., или из концов яркой перемычки, часто пересекающей центральную область Г. Линзообразные Г. образуют промежуточный тип между эллиптич. и спиральными. Неправильные Г. содержат наибольшую долю газа и пыли (до 30—40%) и большой процент звёзд высокой светимости, определяющих «голубой» цвет Г.

Наличие звёзд высокой светимости, обычно сопровождающееся большим содержанием газа и пыли в Г., свидетельствует о недавно происходившем процессе звёздообразования (молодые звёзды ярче старых). Г. представляют собой системы, в к-рых непрерывно происходит обмен веществом между звёздной и газо-пылевой составляющими. Газ, сбрасываемый звёздами в процессе эволюции и обогащённый тяжёлыми хим. элементами, накапливается в межзвёздной среде диска Г. в виде больших облачных комплексов, из к-рых, в свою очередь, при наличии определ. условий, могут образовываться звёзды. Наблюдаемым свидетельством такой эволюции является симбиоз больших плотных газо-пылевых облаков и горячих молодых звёзд вдоль спиральных рукавов Г. Звёзды сферич. составляющей обладают пониж. содержанием тяжёлых элементов по сравнению со звёздами плоской составляющей, и их возраст сравним с возрастом самой Г.

Г. излучают во всех областях спектра, и у нормальных Г. осн. часть излучаемой энергии приходится на оптич. диапазон. Имеется класс Г., наз. радиогалактиками, у к-рых больше энергии приходится на радиоизлучение, чем на оптическое. Как правило, это гигантские эллиптич. Г. Существует довольно многочисл. класс Г. с аномально яркими ядрами, свидетельствующими о колоссальном выделении энергии в сравнительно небольших объёмах вещества. Скорости движения газа в таких ядрах достигают неск. тыс. км/с. Такие ядра наз. активными. Осн. часть энергии в них излучается в ИК диапазоне. Существенной особенностью таких ядер является то, что их светимость претерпевает значит. изменения иногда за недели и даже дни. Самыми изученными среди этих объектов являются т. н. сейфертовские Г., имеющие звёздообразные ядра. Менее многочисл. класс ещё более мощных звёздоподобных радиоисточников — ядер Г.— с большим красным смещением наз. *квазарами*. У них полная мощность излучения в тысячи раз превосходит излучение всех звёзд нормальной Г., а размеры излучающей области в миллионы раз меньше.

С помощью крупных телескопов можно наблюдать сотни млн. разл. Г. Подавляющая их часть объединена в системы Г.; образуют как небольшие группы — пары, триплеты и системы из неск. десятков членов, так и скопления, насчитывающие сотни и тысячи Г. (среди них, напр., скопления в созвездиях Дева и Волосы Вероники), а также сверхскопления, содержащие до десятка скоплений. Расстояния до ближайших скоплений Г. исчисляются тыс. и десятками тыс. кпк. Пространство между Г. в скоплениях заполнено веществом на 4—5 порядков более разрежённым, чем межзвёздная среда. Излучение этого вещества наблюдают в рентгеновских лучах. Г., в к-рой находится Солнечная система, на небе наблюдается в виде Млечного Пути (греч. galaktikós — молочный, млечный). Солнце находится на расстоянии 9—10 кпк от центра, к-рый расположен в направлении созвездия Стрельца. Если смотреть на нашу Г. с Сев. полюса, то она вращается против часовой стрелки, совершая один оборот вокруг центра нашей Г. за 230 млн. лет. Возраст нашей Г. $12 \cdot 10^9$ лет, её масса оценивается в 10^{11} масс Солнца ($\sim 10^{41}$ кг). Наша Галактика и ближайшие к нам галактики образуют Местную группу. В неё входят св. 20 Г. См. *Межзвёздная среда*.

И. И. Проник, В. С. Аведисова.

ГАЛАКТИ́ЧЕСКИЕ ТУМА́ННОСТИ — газовые и пылевые образования в межзвёздном пространстве и вокруг нек-рых звёзд. Известны 4 типа Г. т.: планетарные, эмиссионные, отражательные и тёмные (пылевые), остатки вспышек сверхновых звёзд. Планетарные Г. т.— компактные объекты весьма правильной формы, чаще всего в виде кольца или диска с располож. в центре слабой звезды-ядром. Ср. диаметр планетарных туманностей ~ 10 тыс. а. е., их интегральная яркость 7—14 визуальной звёздной величины; спектр чисто газовый, линейчатый, светятся эти Г. т. за счёт УФ излучения горячего ядра — звёзды с темп-рой 70—150 тыс. К; ср. плотность газа в них $\sim 10^{-17}$ кг/м^3, электронная темп-ра $\sim 10\,000$ К, масса $\sim 0{,}1$ массы Солнца; распределение планетарных Г. т. в пространстве показывает их концентрацию к ядру Галактики. Планетарные туманности, по-видимому, образовались при сравнительно спокойном отделении газовой оболочки от ядра; наиболее известны «Кольцевая» в созвездии Лиры, «Думбел» в созвездии Лисички и «Хеликс» в созвездии Водолея. Эмиссионные туманности — светлые туманности неправильной формы со скоплением горячих звёзд в центре, часто граничат с тёмной материей. Видимые угловые размеры — от неск. ...′ до 1°, протяжённость до 10 пк; масса в сотни и тысячи раз больше массы Солнца, плотность и темп-ра меньше, чем у планетарных туманностей; светятся за счёт УФ излучения горячих звёзд и являются заметными источниками теплового радиоизлучения; расположены диффузные туманности вдоль спиральных рукавов Галактики; наиболее яркие: Большая туманность Ориона, туманности «Лагуна» и «Омега» в созвездии Стрельца. Отражательные и тёмные (пылевые) Г. т.— плотные облака космич. пыли, освещённые находящейся внутри или поблизости звездой, либо видные на фоне слабых далёких звёзд как тёмные облака или волокна. Масса таких туманностей от 0,01 до 100 масс Солнца, спектр отражат. туманностей (непрерывный с линиями поглощения) подобен спектру освещающей звезды; наиболее известны: отражат. туманности вокруг звёзд в скоплении «Плеяды» и яркая туманность «Трифид» в созвездии Стрельца; из тёмных туманностей — «Угольный мешок» в созвездии Южного Креста и «Конская голова» в созвездии Ориона. Остатки вспышек сверхновых звёзд — остатки газовой оболочки, сброшенной со скоростью ~ 1000 км/с во время сильного взрыва звезды. Массы таких туманностей от 0,1 до неск. масс Солнца, все они имеют характерную тонковолокнистую структуру. Остатки сверхновых являются сильными источниками нетеплового радиоизлучения; наиболее известна «Крабовидная туманность» — остаток сверхновой, вспыхнувшей в созвездии Тельца в 1054. См. *Межзвёздная среда*.

В. И. Проник.

ГАЛИЛЕ́Й (Galilei) Галилео (1564—1642) — итальянский физик, механик и астроном. До 11 лет Г. жил в Пизе, посещал там школу, затем семья переселилась во Флоренцию. В 1581 Г. поступил в Пизанский ун-т, в к-ром изучал медицину. Увлечённый геометрией и механикой, Г. бросил медицину и вернулся во Флоренцию, где провёл 4 года, изучая математику. В 1589 он получил кафедру математики в Пизе, продолжая науч. работу. В 1592 Г. занял кафедру математики в Падуе; здесь же он стал вполне убеждённым последователем Н. *Коперника*. В 1609, на основании дошедших до него сведений об изобретённой в Голландии зрительной трубе, Г. строит свой первый телескоп. Вскоре Г. построил телескоп со значительно большим увеличением, с помощью к-рого провёл наблюдения ряда небесных тел. Астрономич. открытия послужили поворотным пунктом в жизни Г.: он освободился от преподавательской деятельности и по приглашению герцога Козимо II Медичи переселился во Фло-

ренцию. Здесь он становится придворным «философом» и «первым математиком» ун-та.

Продолжая телескопич. наблюдения, Г. открыл фазы Венеры, солнечные пятна и вращение Солнца, обнаружил четыре спутника Юпитера, наблюдал Сатурн; опубликовал своё первое антиаристотелевское сочинение — «Рассуждение о телах, пребывающих в воде, и тех, которые в ней движутся» (1612), где применил принцип равных моментов к выводу условий равновесия в жидких телах. Однако в 1613 стало известно письмо Г. к аббату Кастелли, в к-ром он защищал взгляды Коперника. Письмо послужило поводом для прямого доноса на Г. в инквизицию. По требованию инквизиции Г. был вынужден в февр. 1633 приехать в Рим, где против него был возбуждён процесс. Г. отрёкся от учения Коперника и принёс публичное покаяние в церкви. Науч. деятельность Г., его огромной важности открытия, науч. смелость имели существенное значение для утверждения гелиоцентрич. системы мира.

ГАМИЛЬТО́НА УРАВНЕ́НИЯ — дифференциальные уравнения первого порядка, имеющие вид

$$\frac{d\mathbf{p}}{dt}=-\frac{\partial H}{\partial \mathbf{q}},\ \frac{d\mathbf{q}}{dt}=\frac{\partial H}{\partial \mathbf{p}},$$

где $\mathbf{p}$ и $\mathbf{q}$ — векторные функции независимой переменной t (*канонические переменные*), наз. обычно обобщёнными импульсами и координатами. Скалярная функция $H(\mathbf{p}, \mathbf{q}, t)$ носит назв. функции Гамильтона, или гамильтониана. Если H не зависит от времени явно, то Г. у. имеют первый интеграл

$$H(\mathbf{p}, \mathbf{q})=\text{const}.$$

В форме Г. у. могут быть записаны уравнения механики при потенциальных силах. Г. у. часто оказываются удобными при проведении разл. преобразований (см. *Канонические преобразования*).

«ГА́ММА» — наименование английских ЖРД РН «*Блэк эрроу*». Разработаны фирмами «Бристол Сидли энджинс» (Bristol Siddeley Engines) и «Роллс-Ройс» (Rolls-Royce) в 60-х гг. ЖРД 1-й ступени — «Гамма-8» (Gamma 8, BS 606), ЖРД 2-й ступени — «Гамма-2» (Gamma 2, BS 625). Топливо двухкомпонентное (окислитель — 85—87%-ный водный раствор перекиси водорода, горючее — керосин) с соотношением компонентов 8,2.

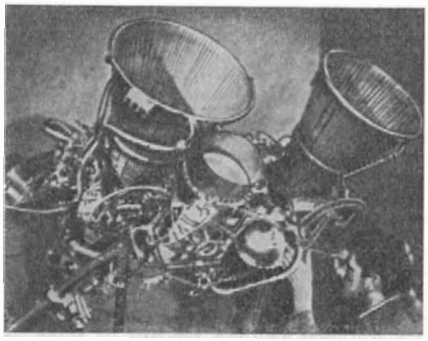
«Гамма-8». У этого ЖРД тяга на земле 222 кН, в пустоте 256 кН; уд. импульс на земле 2132 м/с, в пустоте 2457 м/с; масса 521 кг; продолжительность работы ~ 130 с; высота двигательного отсека 1,5 м, диам. 2 м.

ЖРД состоит из 8 камер, 4 парогазогенераторов (2 малых и 2 больших), 2 ТНА, масляного бака, агрегатов и систем управления работой и др. Камера состоит из цилиндрич. камеры сгорания, рассчитанной на рабочее давление 4,8 МПа, и конич. сопла со степенью расширения газа 80. К корпусу камеры приварена смесит. головка с неск. десятками мелких и крупных отверстий (расположены по концентрич. окружностям) соответственно для распыла жидкого горючего и газообразных продуктов каталитич. разложения окислителя. Последний разлагается в блоке катализатора, к-рый содержит никелевые сетки, покрытые грубым слоем серебра, и установлен на входе в смесит. головку. Сам корпус камеры сварен из 60 трубок (образуют тракт регенеративного охлаждения горючим) и подкреплён внеш. рубашкой и бандажами.

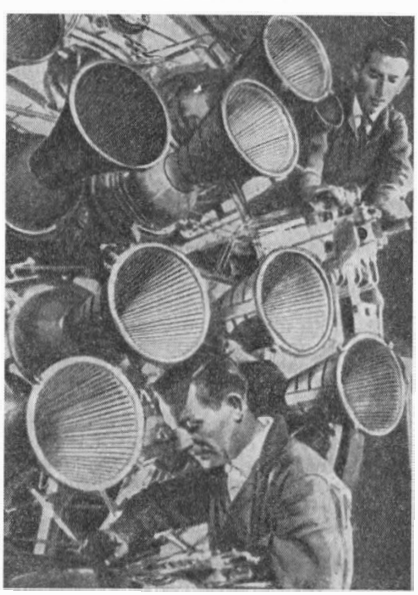
Камеры связаны попарно и расположены крестообразно, так что образуют 2 взаимно перпендикулярных ряда. Каждая пара установлена шарнирно и поворачивается в одной плоскости гидроприводом. Топливо подводится к камерам через полые цапфы узлов поворота, установленные на цилиндрич. части камер. ТНА — трёхвальный, с центробежными насосами окислителя и горючего, осевой одноступенчатой активной турбиной и редуктором. Турбина работает на продуктах каталитич. разложения окислителя (перекиси водорода), образующихся в большом и малом парогазогенераторах. Мощность ТНА 740 кВт; частота вращения турбины ~ 800 $с^{-1}$, насоса горючего 320 $с^{-1}$, насоса окислителя 170 $с^{-1}$.

До пуска РН магистрали окислителя ЖРД отделены от бака разделит. клапаном, а магистрали горючего заполнены до пуско-отсечных клапанов, установл. на смесит. головках камер. Запуск начинается с подачи перекиси водорода от наземной системы в парогазогенераторы и управляющую полость разделит. клапана. Клапан открывается, и окислитель, заполняя магистрали двигателя, поступает в блоки катализатора. Давление образующихся продуктов разложения открывает пуско-отсечные клапаны горючего. При контакте горючего с продуктами разложения окислителя в камере происходит зажигание. В полёте ЖРД выключается автоматически после израсходования окислителя.

ЖРД «Гамма-2»



ЖРД «Гамма-8»



Д. Гарднер

У. Гейл

«Гамма-2». У этого ЖРД тяга в пустоте 69,4 кН; уд. импульс в пустоте 2600 м/с; масса 148 кг; выс. 1,3 м; диам. 1,3 м; продолжительность работы ~ 125 с. ЖРД состоит из 2 камер, парогазогенератора, ТНА, агрегатов и систем управления работой и др. Камеры отличаются от применяемых в ЖРД «Гамма-8» наличием съёмных трубчатых насадков, увеличивающих степень расширения газа до 350 (охлаждаются горючим). Каждая камера установлена в карданном подвесе, расположенном в области горловины, и может отклоняться в 2 взаимно перпендикулярных плоскостях гидроприводами, рабочей жидкостью к-рых является горючее, подаваемое топл. насосом. ТНА расположен между камерами и аналогичен по конструкции ТНА ЖРД «Гамма-8». Мощность ТНА ~ 450 кВт; частота вращения турбины ~ 810 $с^{-1}$, насоса горючего ~ 400 $с^{-1}$, насоса окислителя ~ 320 $с^{-1}$. Запуск, регулирование и выключение ЖРД производятся по аналогии с «Гамма-8». Система запуска смонтирована на переходнике РН и отделяется вместе с ним при разделении ступеней.

ГА́НСВИНДТ (Ganswindt) Герман (1856—1934) — немецкий инженер, один из пионеров ракетной техники. Создал проект пилотируемого КА с РДТТ для полёта в космич. пространстве (1893). Именем Г. назв. кратер на Луне.

ГАРАНТИ́ЙНЫЙ ЗАПА́С ТО́ПЛИВА ракеты — дополнительное топливо для РД, к-рое должно компенсировать возможное увеличение его расхода по сравнению с расчётным на активном участке полёта ракеты (или ракетной ступени) в условиях возмущённого движения ракеты и при отклонении её основных параметров от номин. значений. Г. з. т. зависит гл. обр. от разброса (пределов случайных отклонений) характеристики РД (по тяге, уд. импульсу, соотношению компонентов), разброса массы конструкции и массы заправляемого топлива. Уменьшение Г. з. т. позволяет соответственно увеличить массу полезного груза ракеты, в связи с чем при проектировании ракет и РД принимаются меры по уменьшению разброса их характеристик и в ряде случаев вводятся системы для регулирования расхода компонентов топлива. Обычно Г. з. т. не превышает 2—3% общего запаса топлива.

ГА́РДНЕР (Gardner) Дейл (р. 1948) — космонавт США, капитан-лейтенант ВМС. В 1970 окончил Иллинойсский ун-т, получив степень бакалавра наук в области технич. физики. С 1978 в группе космо-

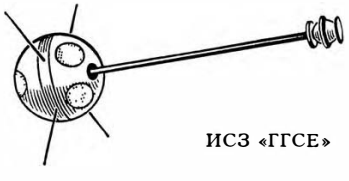
навтов НАСА. 30 авг.— 5 сент. 1983 совм. с Р. *Трули*, Д. *Бранденстайном*, Г. *Блуфордом*, У. *Торнтоном* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Челленджер») в качестве специалиста по операциям на орбите. Полёт продолжался 6 сут 1 ч 8 мин 42 с.

ГАШЕ́НИЕ КИНЕТИ́ЧЕСКОГО МОМЕ́НТА маховых масс — режим работы системы ориентации, использующей *реактивные маховые массы* в комбинации с реактивными двигателями ориентации (РДО). Под влиянием возмущающих моментов, действующих на КА, угловая скорость реактивных маховых масс постепенно увеличивается, что сопровождается падением эффективности управления КА. При достижении угловой скоростью предельно допустимого значения управление КА временно передаётся РДО, а реактивные маховые массы затормаживаются (происходит процесс Г. к. м. маховых масс); по окончании процесса торможения РДО выключаются и управление КА продолжается прежним порядком. Г. к. м. необходимо также, когда вместо реактивных маховых масс используются инерционные исполнит. органы системы ориентации любого др. вида. При комбинации *инерционных исполнительных органов* с *электромагнитными исполнительными органами* Г. к. м. может осуществляться постепенно (непрерывно).

ГАШЕ́НИЕ УГЛОВО́Й СКО́РОСТИ космического аппарата — режим работы системы *ориентации*, предшествующий приданию КА заданного углового положения. В процессе Г. у. с. уничтожается угловая скорость, приобретённая КА на предыдущем участке полёта, напр. угловая скорость КА, к-рый на предыдущем участке полёта стабилизировался вращением, или угловая скорость, полученная КА при разделении с РН.

ГВИА́НЫ ФРАНЦУ́ЗСКОЙ ПОЛИГО́Н — см. *Куру*.

«ГГСЕ» (англ. GGSE, сокр. от Gravity Gradient Stabilisation Experiment — эксперимент по стабилизации с использованием гравитационного градиента) — наименование американских ИСЗ для экспериментов по гравитационной стабилизации. В системе стабилизации применяется штанга дл. 8,5 м, образующаяся на орбите путём скручивания пропускаемой через фильеру предварительно напряжённой ленты. На конце штанги имеется устройство (масса 4,5 кг, диам. ~ 13 см) для демпфирования колебаний. Оно состоит из внеш. и внутр. сфер, пространство между к-рыми заполнено вязкой кремнийорганич. жидкостью. Внеш. сфера благодаря использованию магнитов сохраняет определ. положение относительно силовых линий магнитного поля Земли. Внутр. сфера при колебаниях ИСЗ смещается относительно внешней, и осн. часть энергии колебаний расходуется на нагрев жидкости и рассеивается. Благодаря этому устройству амплитуда колебаний «ГГСЕ» не превышала 5°.



ИСЗ «ГГСЕ»

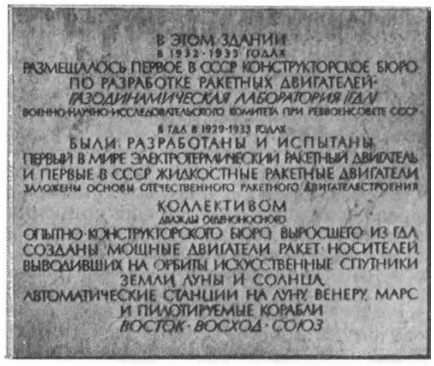
РН «Тор-Аджена» запущено три ИСЗ. «ГГСЕ-1» вышел на орбиту 11.1.1964 с выс. в перигее 898 км, выс. в апогее 943 км, наклонением 69,94°; период обращения 103,47 мин. ИСЗ «ГГСЕ-2» и «ГГСЕ-3» выведены 9.3.1965 одной РН, вышли на орбиту с выс. в перигее 904 км, выс. в апогее 941 км, наклонением 70,1°; период обращения 103,51 мин.

«ГГТС» (англ. GGTS, сокр. от Gravity Gradient Test Satellite — экспериментальный спутник, использующий гравитационный градиент) — наименование американского ИСЗ для испытаний гравитационной системы ориентации и стабилизации на орбите, близкой к стационарной. Масса 47,2 кг. Корпус — многогранная призма с макс. поперечным размером 0,9 м. Электропитание от СБ и серебряно-цинковой батареи. Система ориентации гравитационная, использующая выдвижные телескопич. штанги длиной по 15,8 м. Для определения мгновенной ориентации служат солнечные датчики, а также датчики альбедо, регистрирующие направление на Землю. ИСЗ выведен РН «Титан-3С» 16.6.1966 на близкую к круговой орбиту выс. ~ 33 000 км с наклонением 0,285°; период обращения 22 ч 14 мин.

ГДЛ — ОКБ — советское опытно-конструкторское бюро по разработке ЖРД, ведущее свою историю с 15.5.1929, когда в *Газодинамической лаборатории* (ГДЛ) была организована группа для разработки предложения В. П. *Глушко* об использовании энергии, освобождающейся при электровзрыве металлов, для создания тяги РД. В нач. 30-х гг. был создан ЭРД — первый в мире образец электротермич. РД. В 1929 Глушко были начаты изыскания в области ЖРД. В 1930—31 разработаны и изготовлены первые в СССР экспериментальные ЖРД, наз. опытными ракетными моторами — *ОРМ* (это назв. было сохранено и для мн. последующих ЖРД). С целью овладения основами конструирования и эксплуатации ЖРД в 1931—32 проведено 100 пусков ОРМ с применением различных низко- и высококипящих топлив.

К кон. 1933 решены основные проблемы, связанные с созданием надёжно работающих ЖРД: выбрано высококипящее топливо азотная кислота — керосин, отличающееся высокой плотностью, удобное в эксплуатации и обеспеченное широкой пром. базой; это топливо применялось в ЖРД и в последующие годы; разработаны новые технич. решения и конструктивные элементы — хим. и пиротехнич. зажигание топлива, центробежные форсунки, реактивное сопло со спирально оребрённой стенкой, охлаждаемой топл. компонентами, завесное охлаждение камеры сгорания. В результате в 1930—33 созданы ЖРД (ОРМ-1—ОРМ-52) с тягой до 2940 Н и уд. импульсом до 2060 м/с, имеющие большой ресурс. В 1930—33 разрабатывались также экспериментальные жидкостные ракеты РЛА (реактивные летательные аппараты): РЛА-1,-2, -3 с расчётной высотой подъёма 2—4 км и РЛА-100 с высотой подъёма 100 км при стартовой массе 400 кг. Первые 2 ракеты были изготовлены; разработка РЛА-3 и РЛА-100 не была завершена.

С янв. 1934 коллектив Глушко продолжил работу по созданию ЖРД в Москве в качестве подразделения *Реактивного научно-исследовательского института*. В 1934—38 сконструированы ЖРД ОРМ-53 — ОРМ-70, -101, -102 тягой до 5,9 кН, рассчитанные на топлива азотная кислота — керосин и тетранитрометан — керосин, и газогенератор ГГ-1, явившийся



Мемориальная доска на стене Адмиралтейства в Ленинграде

Мемориальная доска на стене Иоанновского равелина Петропавловской крепости в Ленинграде

прототипом газогенераторов совр. ЖРД. Этот агрегат, предназнач. для привода двигателя мор. торпеды, работал на азотной кислоте и керосине с разбавлением продуктов сгорания водой. При расходе рабочего тела ~ 0,4 кг/с ГГ-1 производил 40—70 л/с газа с давлением 2—2,5 МПа и темп-рой 720—850 К. Образец агрегата, прошедший в 1937 официальные испытания, проработал 106 мин без к.-л. дефектов.

В 1939 разработки ЖРД были продолжены при московском авиационном моторостроительном заводе, а с 1940 на аналогичном заводе в Казани. В 1941 это подразделение было реорганизовано в ОКБ (гл. конструктор Глушко). До кон. 1946 ОКБ занималось созданием самолётных ЖРД. В качестве базового образца был выбран однокамерный ЖРД тягой 2,94 кН с насосной подачей топлива (азотная кислота — керосин). Путём использования различного числа унифицир. камер (от 1 до 4) намечалось создать семейство вспомогат. и осн. ДУ с тягой до 11,8 кН для установки на боевые самолёты. 1.10.1943 начались испытат. полёты самолёта Пе-2, снабжённого вспомогат. однокамерным ЖРД *РД-1*. Этот двигатель и его улучшенный вариант *РД-1ХЗ* стали первыми в СССР серийными ЖРД.

Разработка двух-, трёх- и четырёхкамерных ЖРД была со временем прекращена. Помимо РД-1 и РД-1ХЗ, офиц. испытания прошёл однокамерный ЖРД РД-2 тягой 5,88 кН с насосным агрегатом.

В последние годы пребывания в Казани ОКБ состояло из 3 осн. подразделений: конструкторского бюро, научно-иссл. лаборатории и опытного произ-ва. Эти подразделения возглавлялись соответственно Г. С. *Жирицким*, Д. Д. Севруком (заместители гл. конструктора) и Н. Н. Артамоновым. В 1942—46 зам. гл. конструктора по лётным испытаниям был С. П. *Королёв*, разрабатывавший установки РД для самолётов и принимавший участие в испытат. полётах в качестве бортинженера. ЖРД создавались в комплексе со всеми агрегатами, обеспечивающими функционирование ЖРД (включая реле, кабели с электроразъёмами, свечи зажигания, электроподогреватели, терморегуляторы, сигнальные табло и др.). ЖРД изготавливались на з-де, на территории к-рого находилось ОКБ.

С 1945 ОКБ специализируется в создании мощных ЖРД и именуется ГДЛ — ОКБ. Первыми отечеств. ЖРД большой тяги стали кислородно-спиртовые двигатели *РД-100*, *РД-101*, *РД-103*, разработ. в 1948—53 и нашедшие применение, в частности, в геофиз. ракетах. В 1957 созданы кислородно-керосиновые ЖРД *РД-107*, *РД-108*, обеспечившие полёт первой в истории РН, азотнокислотный ЖРД *РД-214*, положивший начало мощным ЖРД на высококипящем топливе. В нач. 60-х гг. появились *РД-111*, *РД-119*, *РД-216*, *РД-219* и др. Большим достижением явилось создание в 1965 двигателя *РД-253* для РН «Протон». В 1965—70 создан двигатель *РД-301*, работающий на высокоэффективном фторно-аммиачном топливе. ЖРД конструкции ГДЛ — ОКБ используются на всех сов. РН, причём пуск РН обеспечивается исключительно двигателями ГДЛ — ОКБ. Мощные ЖРД, разработанные в ГДЛ — ОКБ, используются и на мн. дальних боевых ракетах.

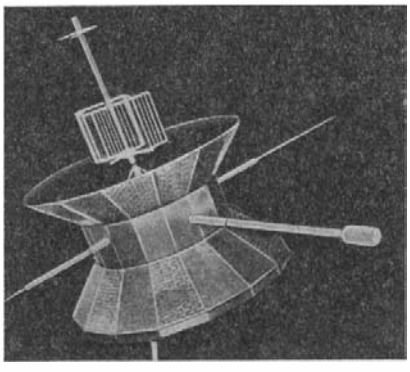
В связи с 40-летием ГДЛ — ОКБ (1929—69) на зданиях Адмиралтейства и Иоанновского равелина Петропавловской крепости (Ленинград), где оно размещалось в 30-х гг., установлены мемориальные доски. Достижения ГДЛ — ОКБ отмечены орденами Ленина (1961), Октябрьской Революции (1979), Трудового Красного Знамени (1956) и почётными дипломами ФАИ (1967, 1971). В честь работников ГДЛ — ОКБ (Н. П. Алёхина, Артамонова, А. И. Гаврилова, А. Д. Грачёва, Жирицкого, А. Л. Малого, Ю. Б. Мезенцева, Е. С. Петрова, Г. Ф. Фирсова, Н. Г. Чернышёва) названы 10 кратеров на обр. стороне Луны (1966). О разработках ГДЛ — ОКБ см. также в статьях *Жидкостный ракетный двигатель*, *Камера жидкостного ракетного двигателя*. *В. И. Прищепа.*

ГЕЙЛ (Gale) Уильям (1797—1870) — английский инженер, один из пионеров ракетной техники; изобретатель ракеты, стабилизируемой в полёте вращением. Г. создал три варианта ракет, запатентованных им соответственно в 1844, 1858 и 1862; разработал гидравлич. пресс для запрессовки пороха в корпус ракеты; сконструировал первую цельнометаллич. ракету машинного произ-ва; занимался разработкой спасат. ракет. Ракеты Г. применялись в Великобритании, США, Пруссии, Австрии и др. странах. Портрет на стр. 77.

ГЕЛЕОБРА́ЗНОЕ ТО́ПЛИВО — то же, что *желеобразное топливо*.

ГЕЛИОБИОЛО́ГИЯ (от греч. hḗlios — Солнце, bíos — жизнь и lógos — слово, учение) — раздел биофизики, изучающий влияние изменений активности Солнца на земные организмы. Основоположник Г.— сов. учёный А. Л. *Чижевский* (его первая работа в этой области вышла в 1915).

«ГЕ́ЛИОС» (нем. Helios, от греч. hḗlios — Солнце) — наименование серии западногерманских КА для исследования околосолнечного пространства с гелиоцентрической орбиты с удалением от Солнца в перигелии ~ 45 млн. км. Масса КА 371 кг. Корпус — правильная 16-гранная призма выс. 0,5 м с поперечным размером 1,7 м. К корпусу с обоих торцов крепятся поверхности в форме усечённых конусов, несущие СБ (вырабатывают в афелии мощность 280 Вт) и зеркальные отражатели. Стабилизация вращением (60 об/мин); для заданной ориентации оси вращения (перпендикулярно плоскости эклиптики) служат три микродвигателя тягой по 1 Н, работающих на сжатом азоте. В системе терморегулирования применяются зеркальные отражатели, жалюзи, нагреватель (57 Вт), включаемый в афелии, спец. покрытия и окраска. Радиотехнич. оборудование включает передатчик (2295 МГц, 10 или 20 Вт, до 4096 бит/с), командный приёмник, записывающее устройство ёмкостью 500 кбит, остронаправл. антенну (коэф. усиления 22 дБ), снабжённую системой противовращения, и 3 ненаправленные антенны. В состав науч. аппаратуры входят три магнитометра, спектральный анализатор волновых электростатич. и электромагнитных процессов (10—100 кГц), радиометр солнечных радиовсплесков (0,05—2 МГц), детекторы заряж. и метеорных частиц, фотометры для регистрации зодиакального света. Для запуска КА «Г.» используются РН «Титан-3Е» с дополнит. верхней ступенью. КА «Г.-1» запущен 10.12.1974. Расстояние от Солнца при первом проходе перигелия (15.3.1975) составило 46,5 млн. км. КА «Г.-2» запущен 15.1.1976. Расстояние от Солнца при первом проходе перигелия (17.4.1976) составило 43,432 млн. км.



КА «Гелио́с»

ГЕЛИОТЕРМИ́ЧЕСКИЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — то же, что *солнечный ракетный двигатель*.

ГЕЛИОЦЕНТРИ́ЧЕСКИЕ КООРДИНА́ТЫ — координаты космического объекта в системе координат, начало к-рой находится в центре масс Солнца. Г. к. используются при описании движения больших планет, астероидов, комет и др. небесных тел, а также ИСС.

ГЕЛИОЦЕНТРИ́ЧЕСКОЕ РАССТОЯ́НИЕ — расстояние планеты, астероида, кометы, ИСС или к.-л. др. космического объекта от центра Солнца.

ГЕОГРАФИ́ЧЕСКИЕ КООРДИНА́ТЫ (долгота и широта) — величины, определяющие положение точки на поверхности Земли. Географич. долгота — двугранный угол между меридиональной плоскостью, проходящей через данную точку, и плоскостью нулевого меридиана Земли, проходящего через Гринвичскую обсерваторию; изменяется от —180° до +180° (или от 0° до 360°). В междунар. практике географич. долгота считается положительной к западу от нулевого меридиана, а отрицательной — к востоку. В СССР принято обратное правило знаков. Географич. широта — угол между отвесной линией в данной точке и плоскостью экватора Земли; изменяется от —90° до +90° и считается положительной к северу от экватора, а отрицательной — к югу.

ГЕОДЕЗИ́ЧЕСКИЕ ИСКУ́ССТВЕННЫЕ СПУ́ТНИКИ ЗЕМЛИ́ — ИСЗ, запускаемые на околоземные орбиты в качестве объектов наблюдений для решения задач *спутниковой геодезии*. Материалами для решения таких задач служат измеренные в результате наблюдений направления на тот или иной спутник (позиционные наблюдения) и расстояния до него. Геодезические связи между пунктами Земли, удалёнными друг от друга до неск. тыс. км (напр., при межконтинентальной космич. триангуляции), устанавливаются путём позиц. фотографич. наблюдений спутника, движущегося на выс. 4—6 тыс. км, одновременно из двух или более пунктов. Для обеспечения таких наблюдений спутниковыми фотокамерами средних размеров запускаются надувные спутники-баллоны диам. 30—40 м с оболочкой из алюминированной пластмассовой плёнки. В динамич. спутниковой геодезии используют более массивные спутники, движение к-рых в меньшей мере зависит от неоднородностей атмосферы, а определяется в осн. особенностями гравитац. поля Земли; такие ИСЗ запускают на выс. ~ 3 тыс. км.

Для повышения точности одновременных позиционных наблюдений и измерения расстояний до спутников на геодезич. ИСЗ устанавливается спец. оборудование. Мощные импульсные источники света, работа к-рых контролируется бортовыми кварцевыми часами и управляется с Земли, облегчают позиц. наблюдения и позволяют синхронизовать их с высокой точностью при одноврем. участии в работе неск. станций.

Приёмопередатчики, ретранслирующие радиосигналы, посылаемые на геодезич. ИСЗ наземными станциями, позволяют путём измерения сдвига фазы принятого на станции сигнала относительно посланного определять расстояния до спутника. Расстояния до ИСЗ определяются также на основе анализа изменений частоты сигналов установленных на этих спутниках радиопередатчиков вследствие *Доплера эффекта*. Для измерения расстояния спутниковыми лазерными дальномерами на ИСЗ устанавливаются *уголковые отражатели*.

ГЕОДЕ́ЗИЯ КОСМИ́ЧЕСКАЯ (греч. geōdaisía, от gḗ — Земля и dáiō — делю, разделяю) — раздел геодезии, в котором

изучаются методы определения взаимного положения точек на земной поверхности, размеров и фигуры Земли, параметров её гравитационного поля на основе наблюдений солнечных затмений и покрытий звёзд Луной, фотографирования (на фоне звёзд) Луны, баллонов с источником света, поднимаемых на высоту 20—30 км, и ИСЗ, а также измерения расстояний до ИСЗ. Первые работы, относящиеся к Г. к., были опубликованы во 2-й пол. 18 в., к сер. 20 в. «лунные» методы Г. к. получили наибольшее развитие. Однако, начиная с 60-х гг. 20 в., работы по Г. к. опираются исключительно на позиционные и дальномерные наблюдения ИСЗ (этот раздел Г. к. обычно наз. *спутниковой геодезией*) и наблюдения баллонов. При наблюдениях искусств. и естеств. космич. объектов и небесных явлений для решения задач Г. к. широко применяются методы фотографич. *астрометрии*.

Одним из осн. методов решения геометрических задач Г. к. является одноврем. (синхронное) наблюдение КО из неск. пунктов на земной поверхности. Если в нек-рой системе координат, связанной с Землёй, известны положения двух (или более) из числа этих пунктов, то путём математич. решения пространств. треугольников с одной из вершин в точке нахождения КО можно вычислить положения также и др. пунктов, из к-рых проводились наблюдения. Такой метод установления геодезич. связи между пунктами на земной поверхности наз. космической (спутниковой) триангуляцией. В случае одноврем. позиционных и дальномерных (выполняемых с помощью радиотехнич. средств или спутниковыми лазерными дальномерами) наблюдений ИСЗ геодезич. связи м. б. осуществлены и при одном пункте с известным положением методом геодезического векторного хода. В описанных методах Г. к. КО лишь обозначает точку, фиксированную в пространстве в нек-рый момент времени. К орбитальным методам Г. к. относят способы установления геодезич. связи между пунктами, предусматривающие определение положения ИСЗ в пространстве с помощью законов его движения в гравитац. поле Земли; применение этого метода освобождает от необходимости проведения наблюдений во всех пунктах в один и тот же момент времени.

К динамическим задачам Г. к. относят определение параметров гравитац. поля Земли путём исследования изменений нек-рых элементов орбит ИСЗ, вычисляемых по результатам систематич. позиционных и дальномерных наблюдений геодезич. ИСЗ.

ГЕОКОРО́НА (от греч. gē — Земля и лат. corona — венок, венец) — внешняя область атмосферы Земли (назв. по аналогии с внешней областью атмосферы Солнца — солнечной короной). Состоит в осн. из заряж. частиц, преим. протонов с сопутствующими электронами, с небольшой примесью нейтральных частиц, гл. обр. атомов водорода, диссипировавших из экзосферы. Г. простирается на значит. расстояние от Земли (возможно, до 15 земных радиусов). Находится в постоянном взаимодействии с межпланетной средой. Положение внеш. границы Г. носит условный характер. Особенно это относится к нейтральной компоненте. Положение границы ионизованной компоненты зависит от электромагнитных взаимодействий с *солнечным ветром* и может испытывать быстрые изменения во время солнечных и геомагнитных возмущений. Короны открыты также у Венеры, Марса, Юпитера и др. планет.

ГЕОМАГНЕТИ́ЗМ — то же, что *земной магнетизм*.

ГЕОМАГНИ́ТНАЯ АКТИ́ВНОСТЬ — см. *Магнитные бури*.

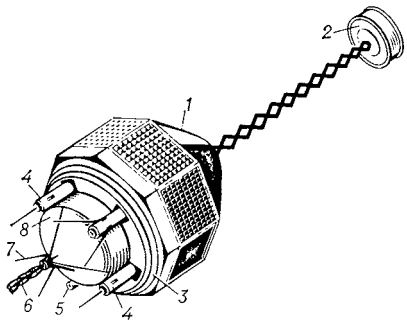
«ГЕ́ОС» (англ. Geos, сокр. от Geodetic Satellite — геодезический спутник) — наименование серии американских ИСЗ для геодезических измерений, изучения аномалий гравитационного поля Земли и океанологических исследований. Созданы два поколения ИСЗ «Г.».

Запуски ИСЗ «Геос»

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Геос-1» («Эксплорер-29»)	6.11.1965	1115	2274	59,38	120,3
«Геос-2» («Эксплорер-36»)	11.1.1968	1084	1574	105,8	112,28
«Геос-3»	10.4.1975	837,7	844,9	114,99	101,8

Масса ИСЗ первого поколения («Г.-1» и «Г.-2») 175 кг и 212 кг. Корпус — 8-гранная призма выс. 0,81 м с макс. поперечным размером 1,22 м. Электропитание от СБ (4992 элемента). Система ориентации и стабилизации гравитационная, использующая телескопич. штангу дл. 18 м, на конце к-рой смонтировано магнитное устройство для демпфирования угловых колебаний. Для определения правильности ориентации ИСЗ, к-рый должен быть обращён к Земле днищем, где находится спиральная антенна, служат 6 солнечных датчиков и 3 магнитометра. Для геодезич. (триангуляционных) измерений, а также для траекторных измерений с целью исследования аномалий гравитац. поля Земли на ИСЗ установлены: импульсные ксеноновые лампы, вспышки к-рых должны фотографироваться на фоне звёздного неба одновременно из неск. пунктов; 322 или 400 уголковых отражателей лазерного излучения; 3 доплеровских передатчика (161; 324 и 972 МГц); приёмопередатчик для измерения координат «Г.»; приёмоответчик системы траекторных измерений и 2 радиолокац. приёмоответчика, работающие на частотах 5690 МГц (приём) и 5765 МГц (передача). Последние, установленные только на «Г.-2», предназначены для юстировки радиотехнич. оборудования космодромов (ракетных полигонов) и станций слежения. ИСЗ «Г.-1» и «Г.-2» получили также назв. *«Эксплорер»* с соответствующим порядковым номером.

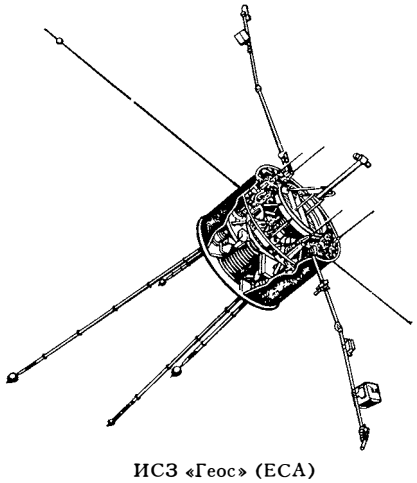
Масса «Г.» второго поколения («Г.-3») 340 кг. Гравитац. система ориентации и стабилизации использует штангу дл. 7 м. ИСЗ оснащён радиолокац. высотомером с параболич. антенной диам. 0,66 м для измерения расстояния от спутника до морской поверхности (погрешность до 0,2 м) с целью определения состояния моря, выс. волн и мор. течений, доплеровской радиосистемой траекторных измерений, отражателями лазерного излучения, а также приёмоответчиком для экспериментов по траекторным измерениям



ИСЗ «Геос-3»: *1* — антенна для связи по линии спутник — спутник с целью проведения траекторных измерений (использовался ИСЗ «АТС-6»); *2* — демпфер либрации на раздвижной штанге гравитационной системы ориентации и стабилизации; *3* — уголковый отражатель лазерного излучения; *4* — передатчик; *5* — отражатель излучения инфракрасного лазерного локатора; *6* — доплеровская радиосистема; *7* — антенна для передачи результатов телеметрии и траекторных измерений; *8* — антенна радиолокационного высотомера

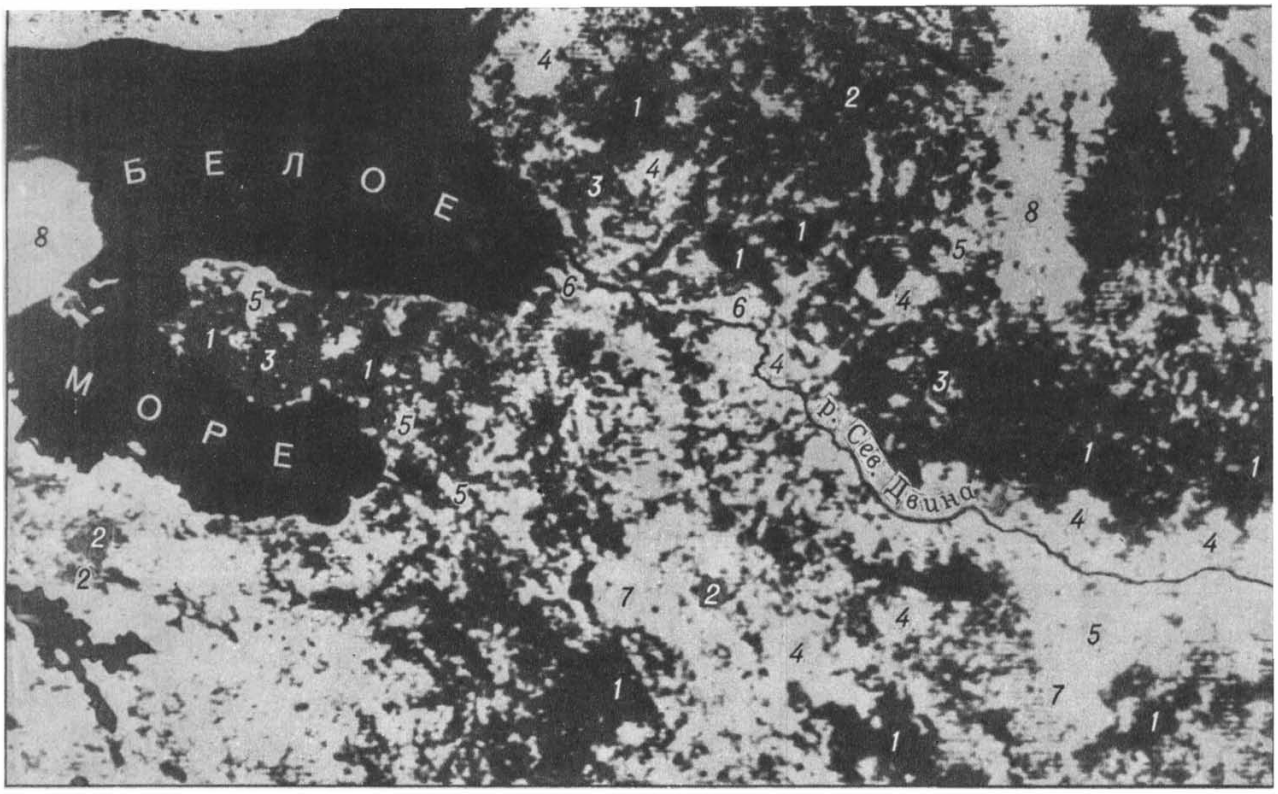
с использованием в качестве ретранслятора ИСЗ «АТС-6». «Г.» запускались РН «Торад-Дельта».

«ГЕ́ОС» (англ. Geos, сокр. от Geostationary Scientific Satellite — научный спутник на стационарной орбите) — наименование западноевропейского (орг-ции ЕСА) ИСЗ для исследования магнитных

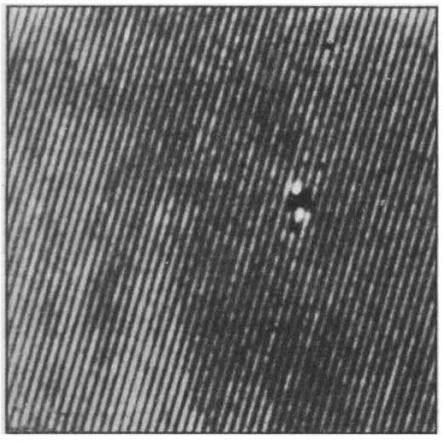


ИСЗ «Геос» (ЕСА)

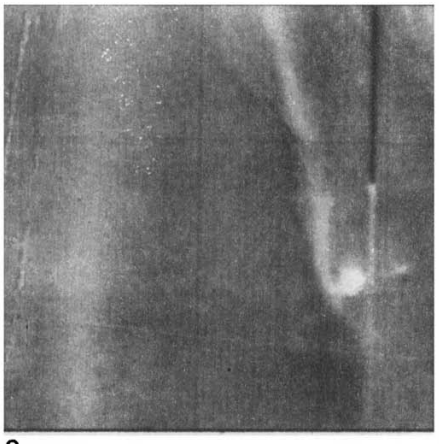
и электрических полей, плазмы и энергетических частиц. Масса ИСЗ при старте 573 кг, после выгорания топлива бортового РДТТ 268 кг, в т. ч. науч. приборы 35,3 кг. Корпус — цилиндр дл. 1,12 м и диам. 1,62 м. К корпусу крепятся 8 штанг дл. от 1 до 20 м для науч. приборов. Электропитание от СБ (7000 элементов), вырабатывающих после вывода ИСЗ на орбиту мощность 111 Вт (после 2 лет пребывания на орбите — 105 Вт). Имеется также серебряно-кадмиевая ба-



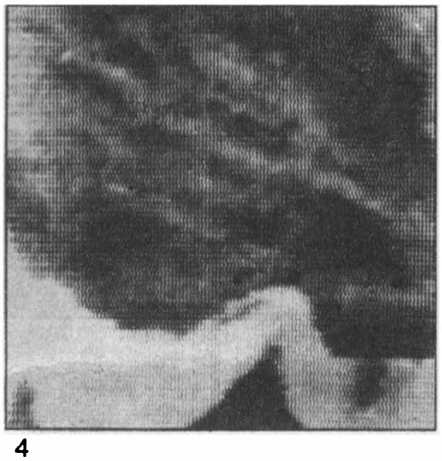
1



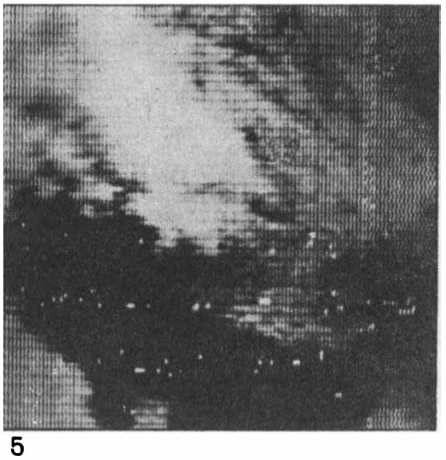
2



3

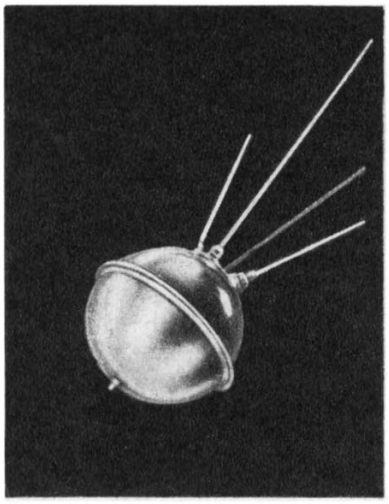


4

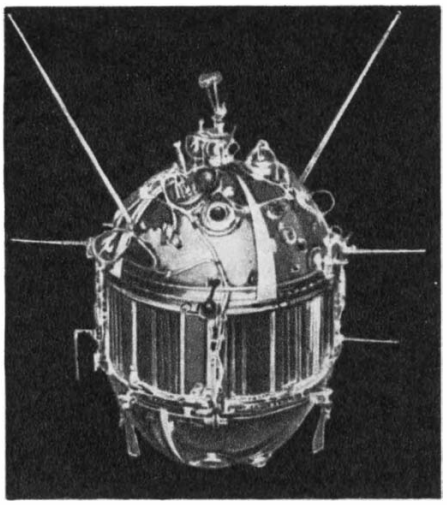


5

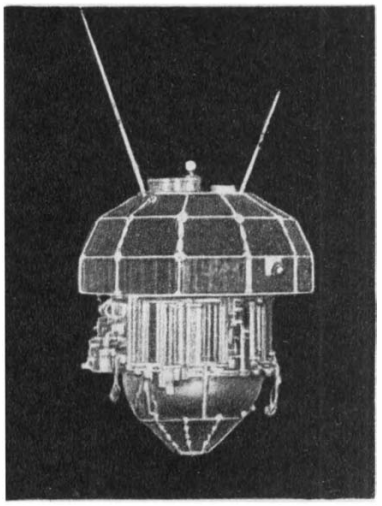
К ст. Космическое землеведение: **1** — изображение в ближней инфракрасной зоне спектра низовьев р. Сев. Двина, полученное с 18-го ИСЗ «Метеор»; тёмные тона — водные поверхности и хвойные леса (*1* — еловые, *2* — сосновые, *3* — смешанные), светлые тона — лиственные леса (*4*), болота (*5*), луга (*6*), сельскохозяйственные угодья (*7*), облака (*8*); **2** — инфракрасное изображение извержения вулкана Беренберг на о. Ян-Майен, полученное с ИСЗ «Нибус-3»; видно тёмное жерло вулкана и лавовое поле; **3** — телевизионное изображение этого же вулкана, полученное с ИСЗ «Космос-226»; видно облако пара и пепла над вулканом и его шлейф на высоте ок. 4000 м; **4** — изображение в средней инфракрасной зоне спектра района Персидского залива, полученное с ИСЗ «Космос-226» днём; акватория залива выглядит светлее (холоднее) суши; **5** — снимок того же объекта, полученный ночью; вода значительно темнее (теплее) суши.



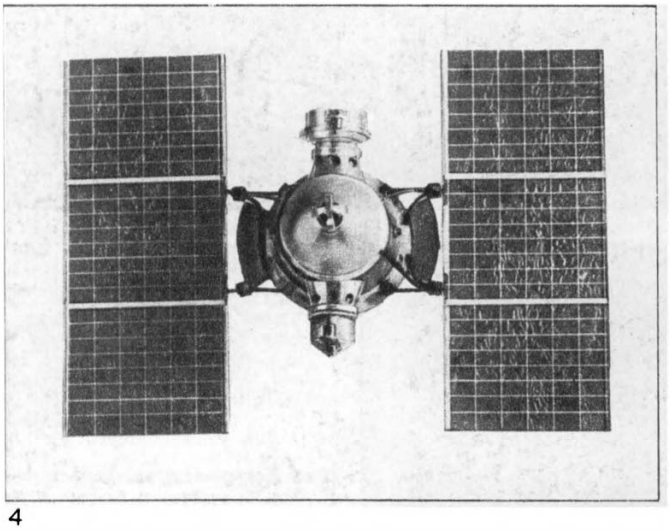
1



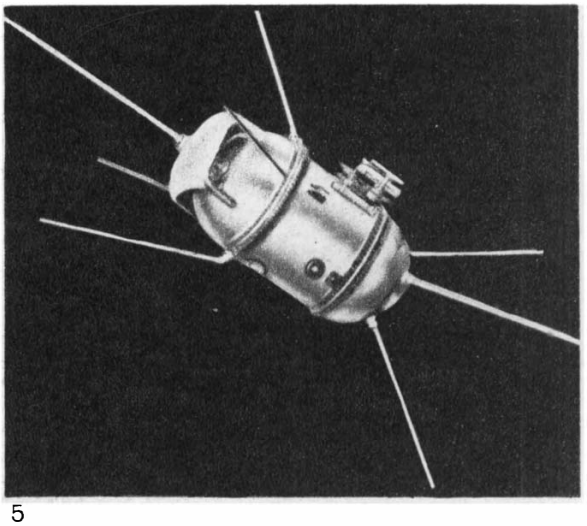
2



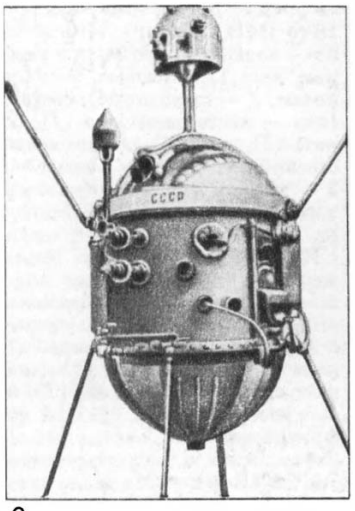
3



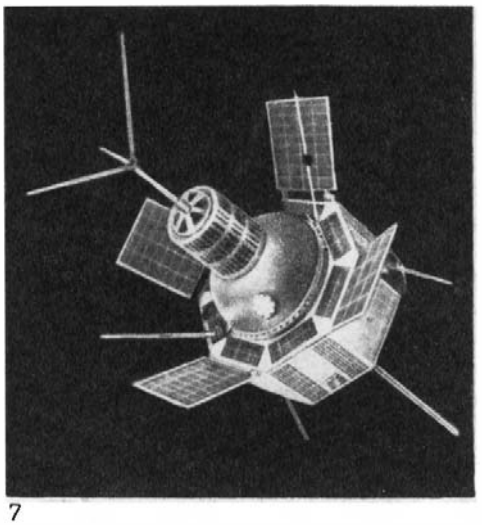
4



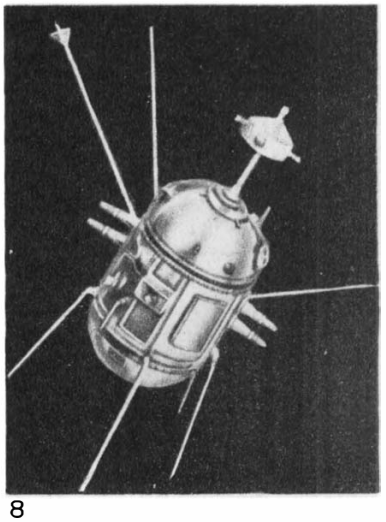
5



6

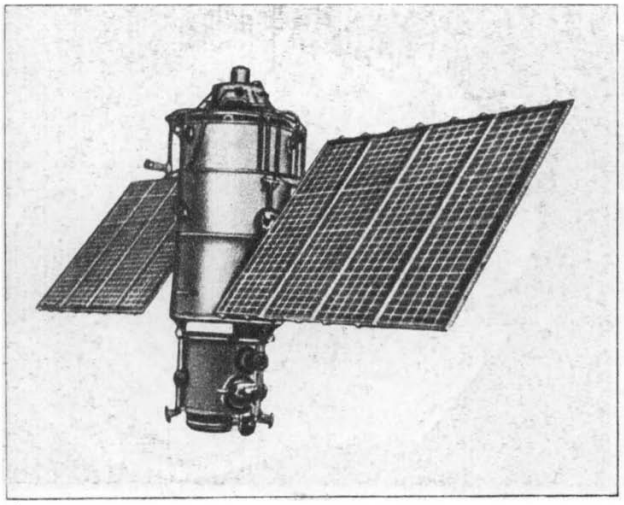


7

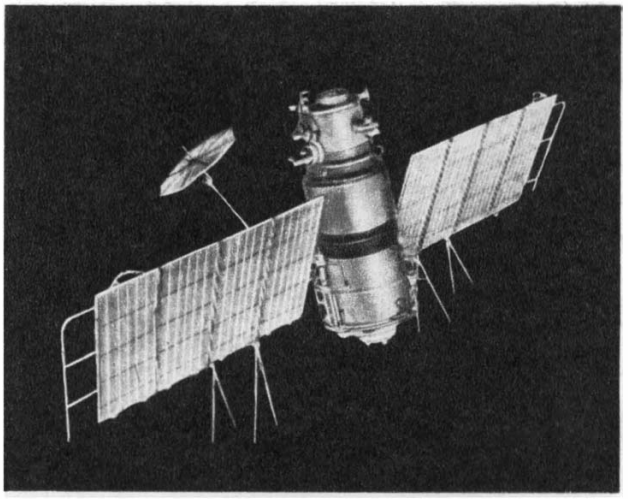


8

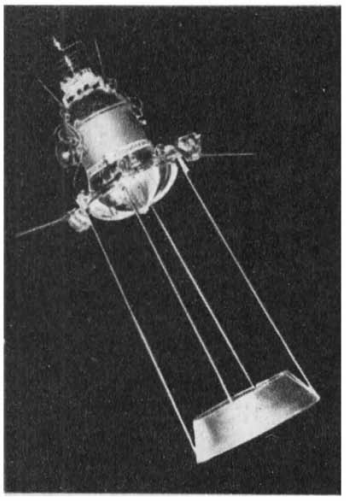
К ст. «Космос»: 1 — «Космос-1»; 2 — «Космос-2»; 3 — «Космос-3»; 4 — «Космос-4»; 5 — «Космос-26»; 6 — «Космос-93»; 7 — «Космос-97»; 8 — «Космос-108».



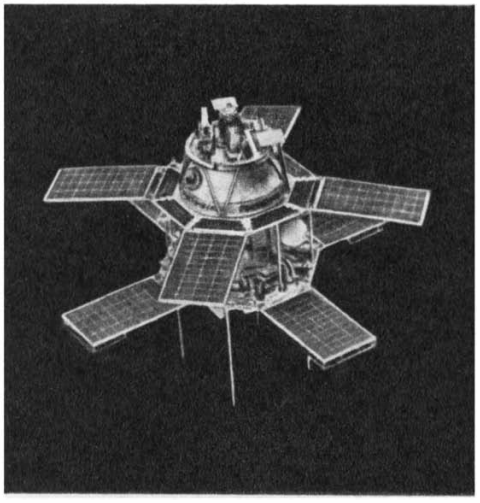
9



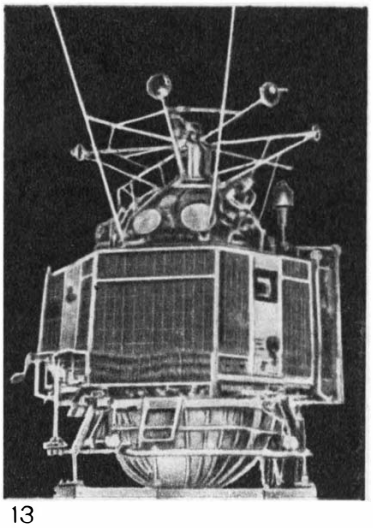
10



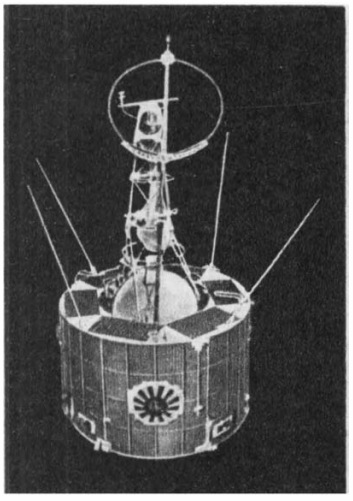
11



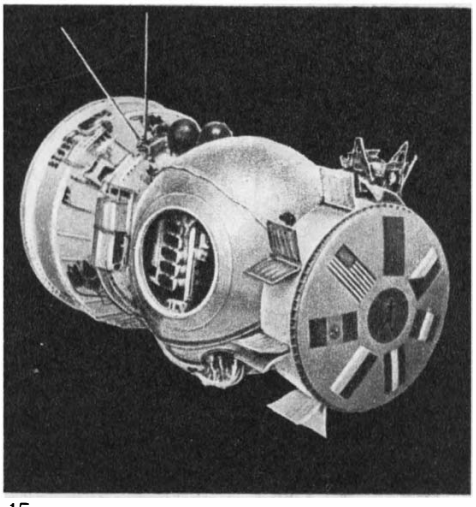
12



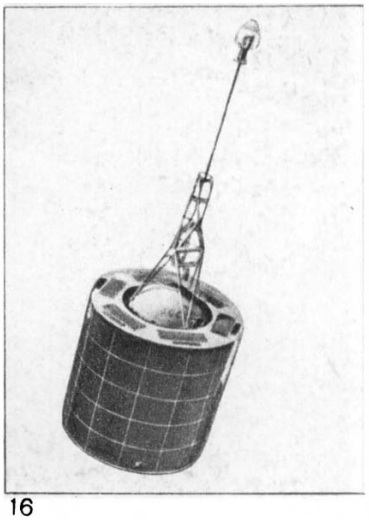
13



14

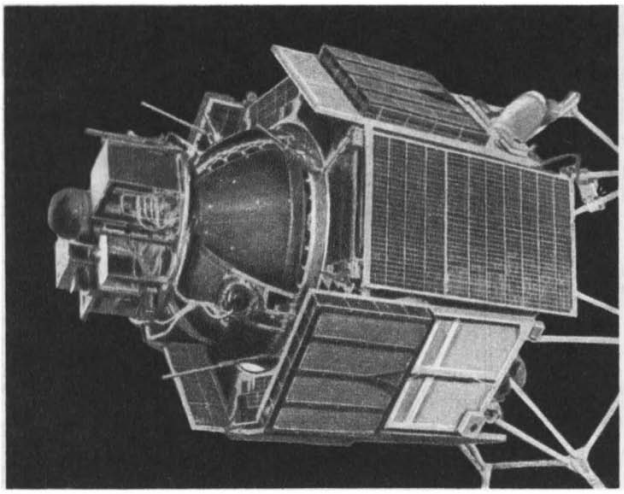


15

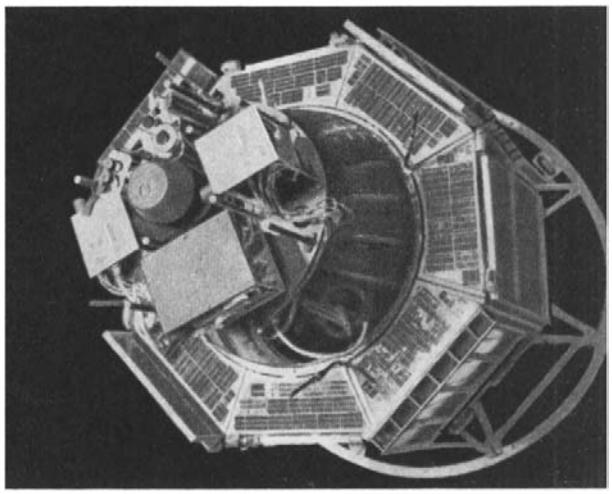


16

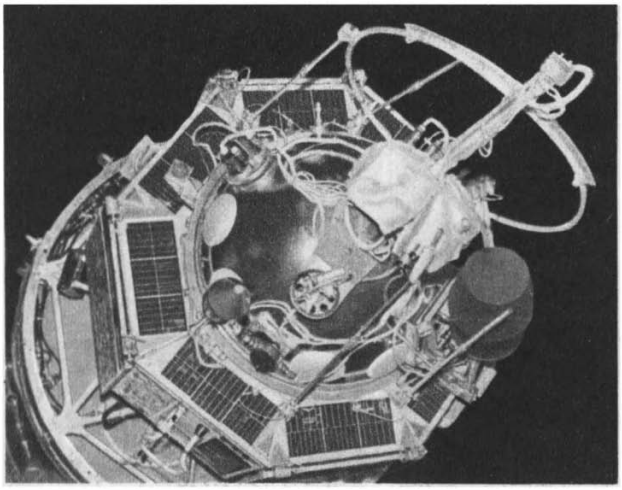
К ст. «Космос»: 9 — «Космос-144»; **10** — «Космос-156», **11** — «Космос-149»; **12** — «Космос-166»; **13** — «Космос-378»; **14** — «Космос-381»; **15** — «Космос-782»; **16** — «Космос-1000».



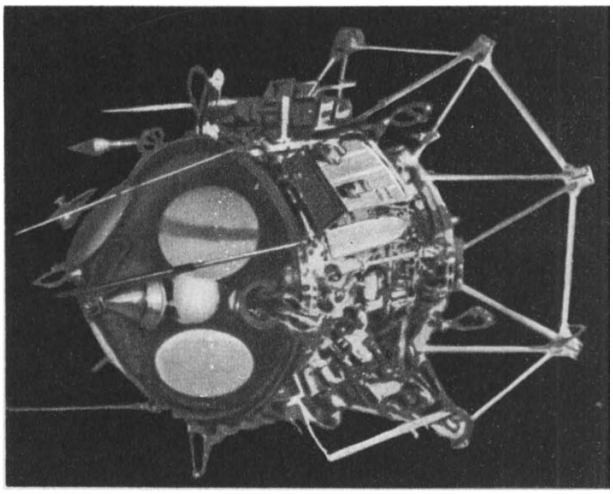
1



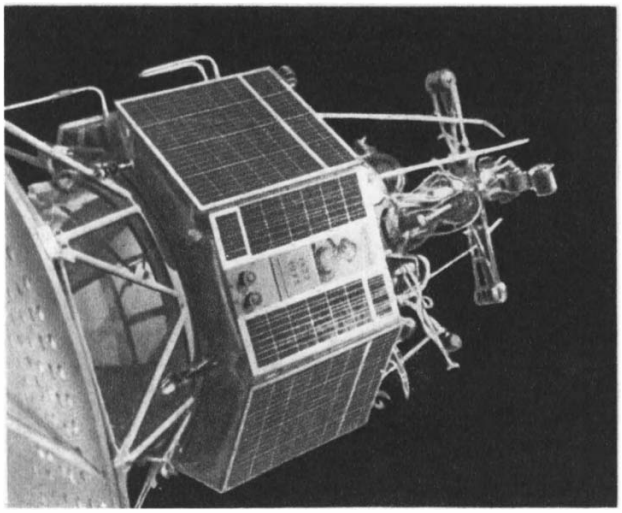
2



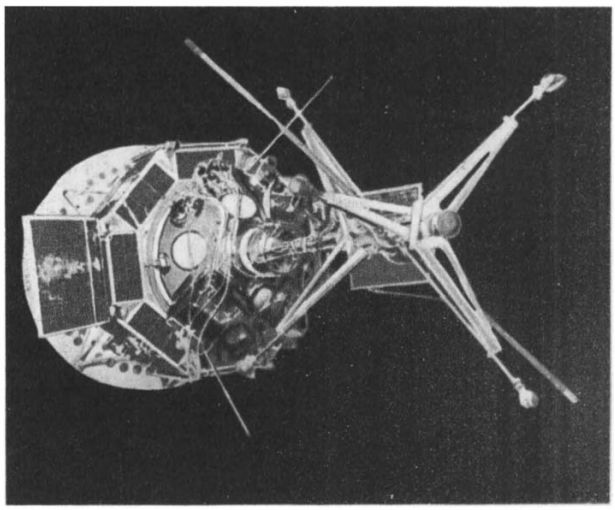
3



4

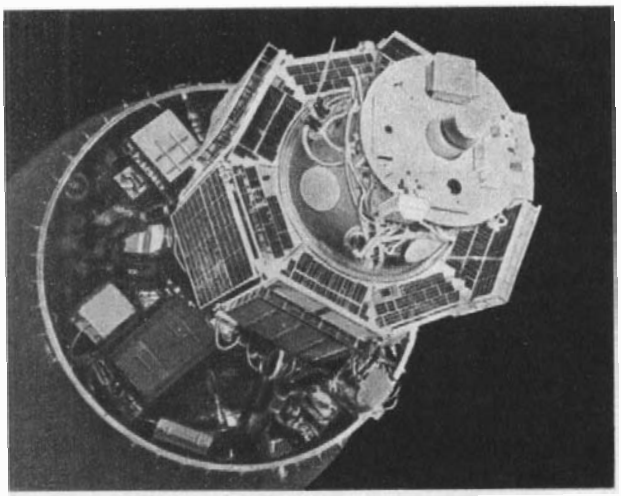


5

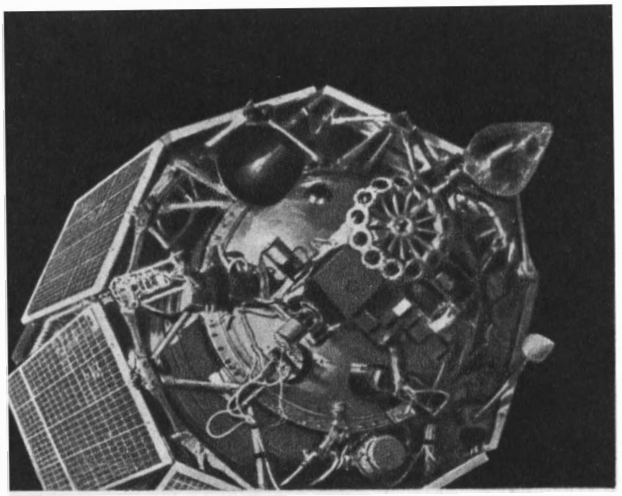


6

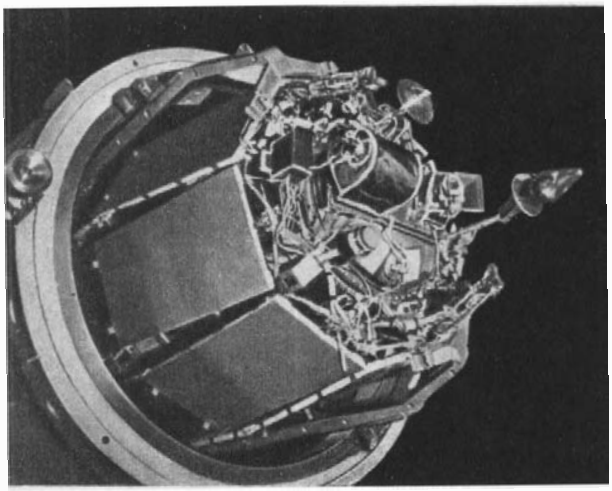
К ст. «Интеркосмос»: **1** — «Интеркосмос-1»; **2** — «Интеркосмос-4»; **3** — «Интеркосмос-5»; **4** — «Интеркосмос-8»; **5** — «Интеркосмос-Коперник-500»; **6** — «Интеркосмос-10»;



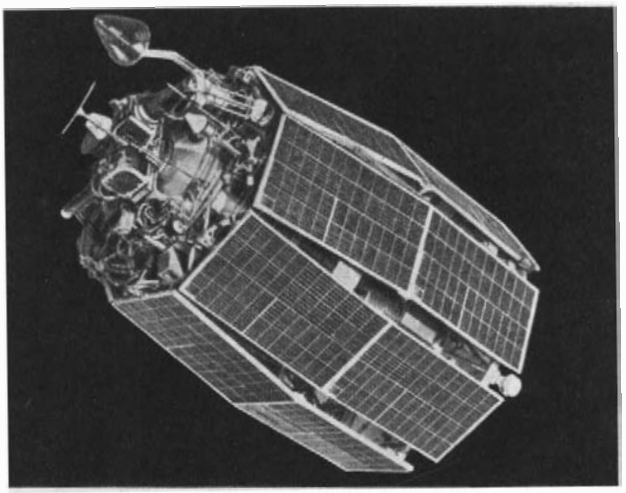
7



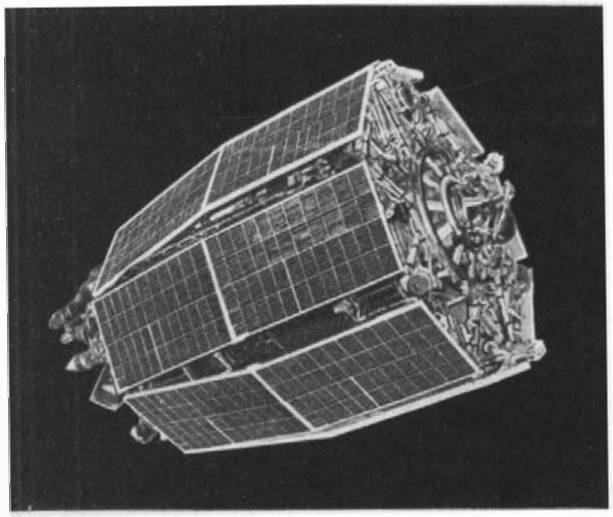
8



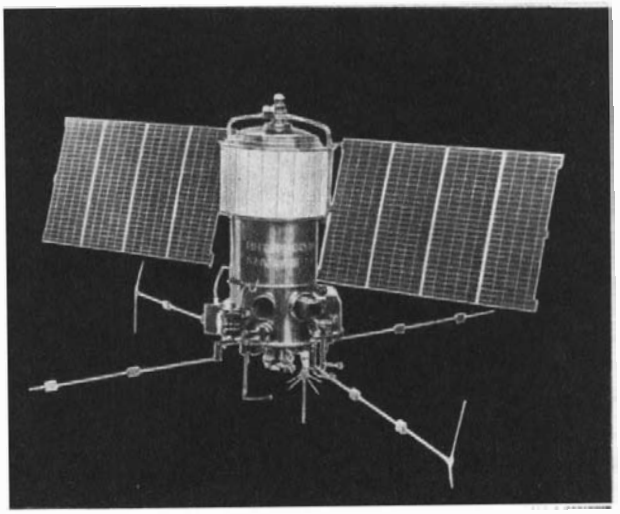
9



10

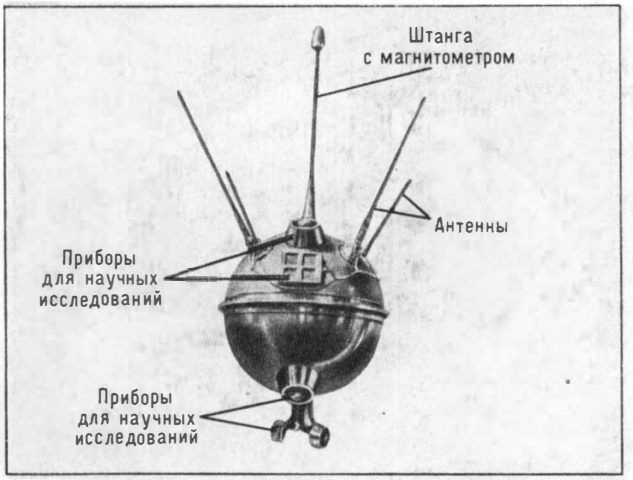


11

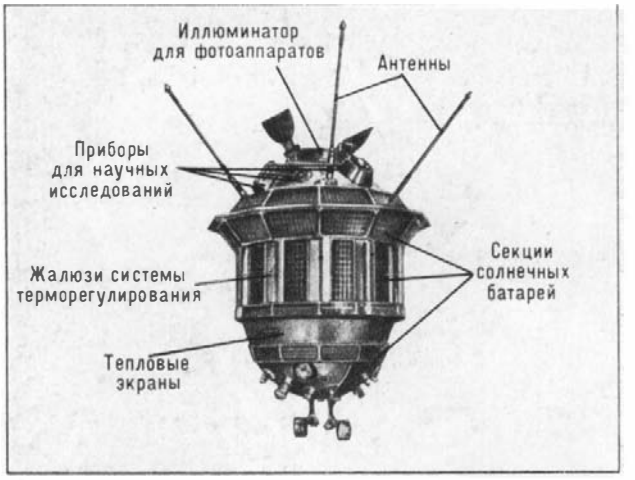


12

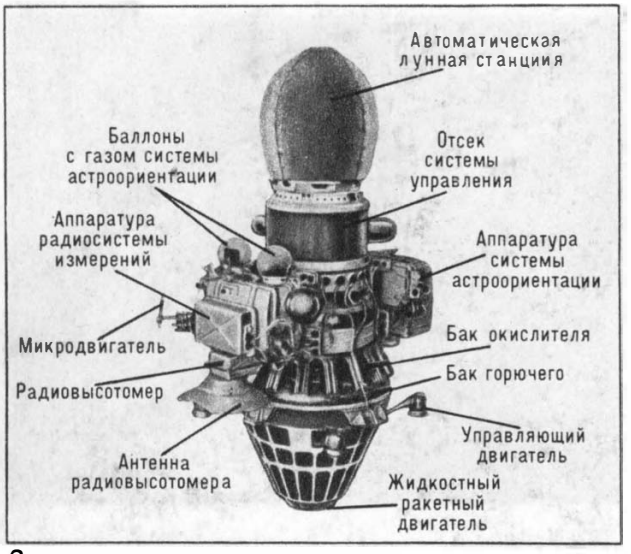
7 — «Интеркосмос-16»; **8** — «Интеркосмос-17»; **9** — «Интеркосмос-18» с ИСЗ «Магион»; **10** — «Интеркосмос-19»; **11** — «Интеркосмос-20»; **12** — «Интеркосмос-Болгария-1300».



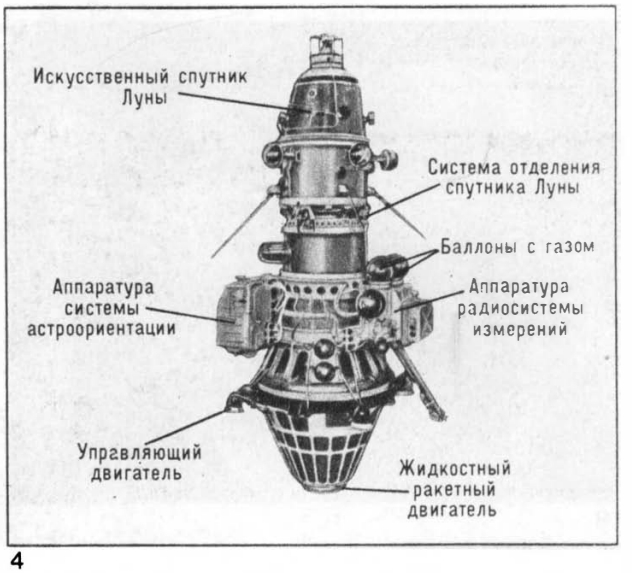
1



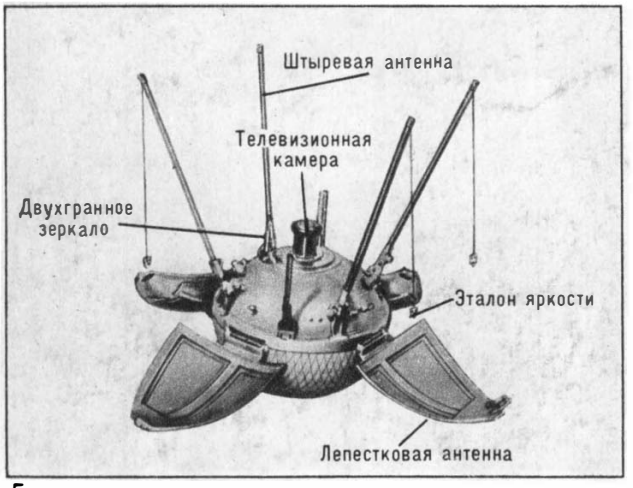
2



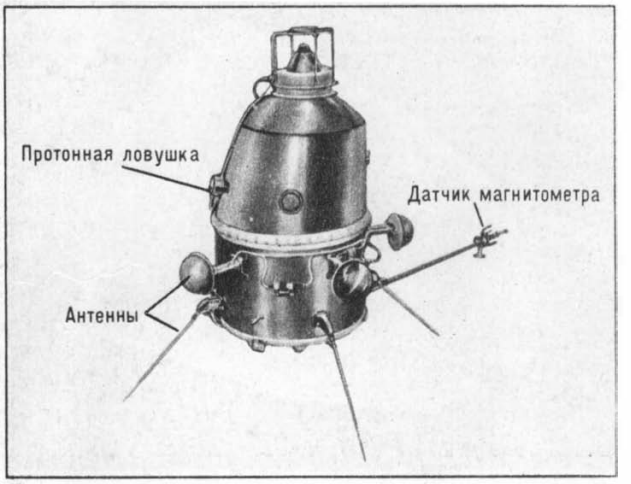
3



4

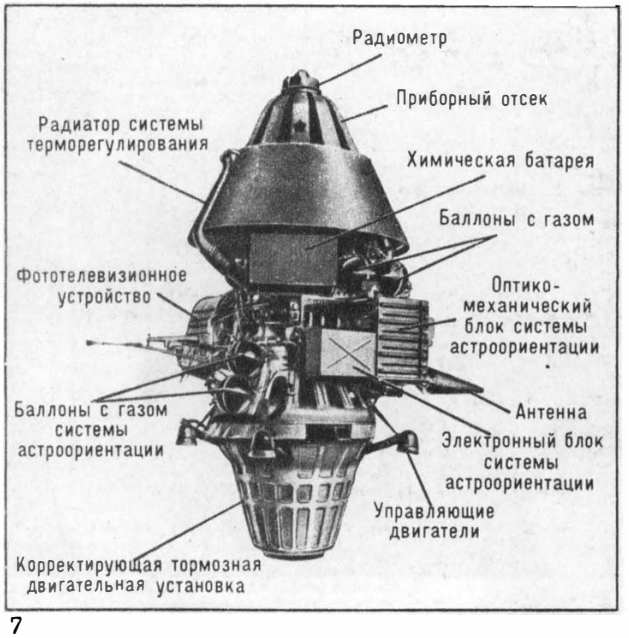


5



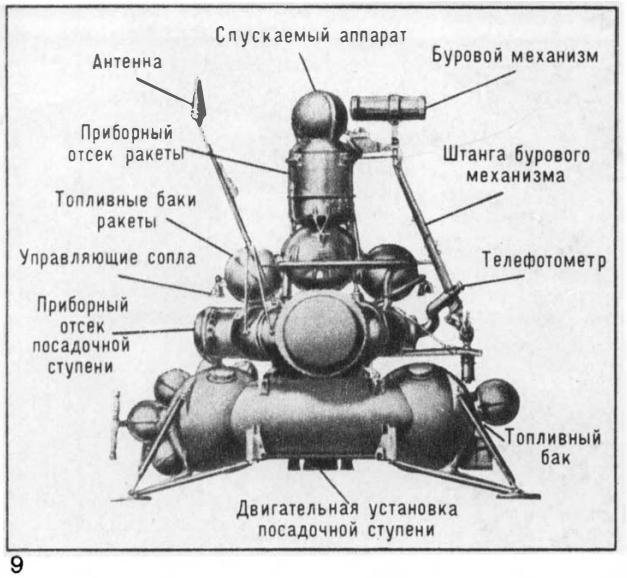
6

К ст. «Луна»: 1 — «Луна-1»; 2 — «Луна-3»; 3 — «Луна-9»; 4 — «Луна-10»; 5 — автоматическая лунная станция КА «Луна-9»; 6 — первый искусственный спутник Луны;

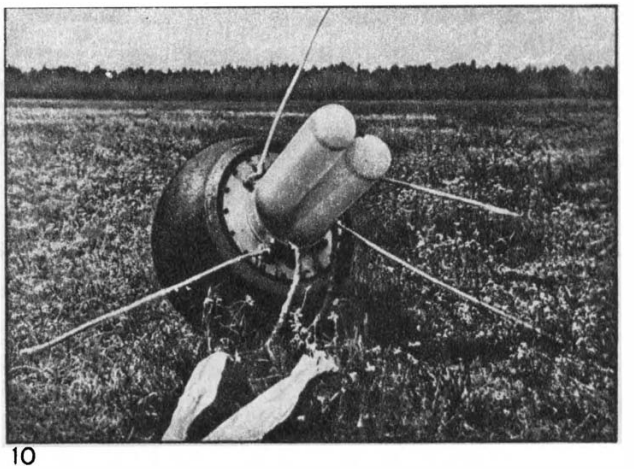


7

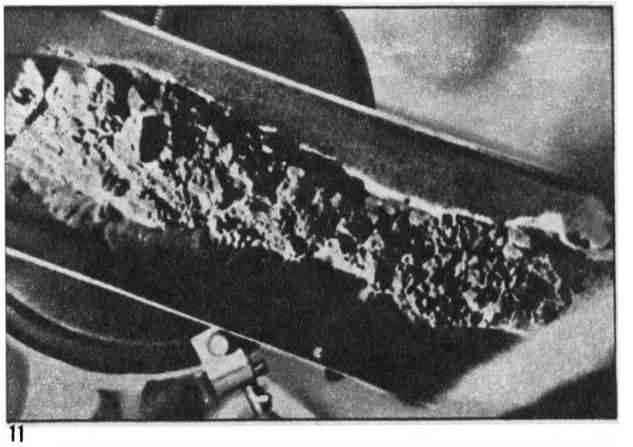
8



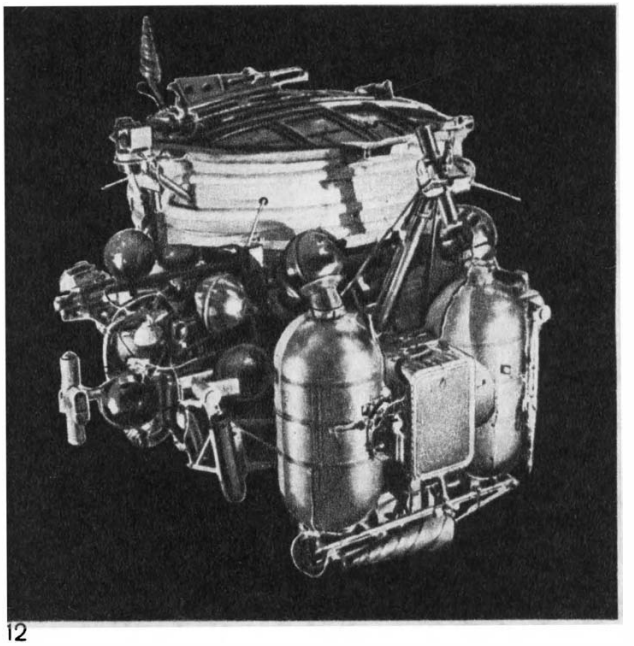
9



10

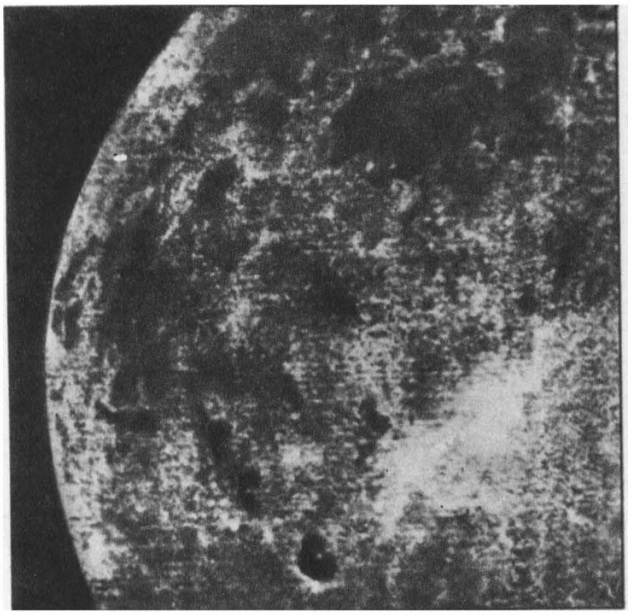


11

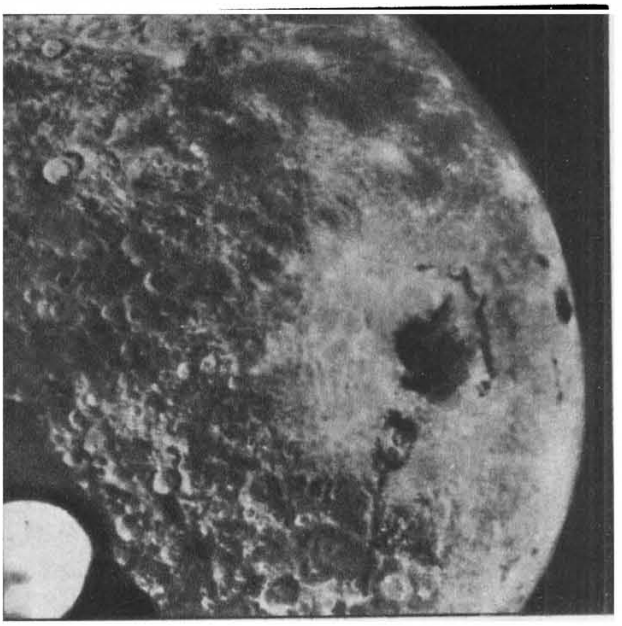


12

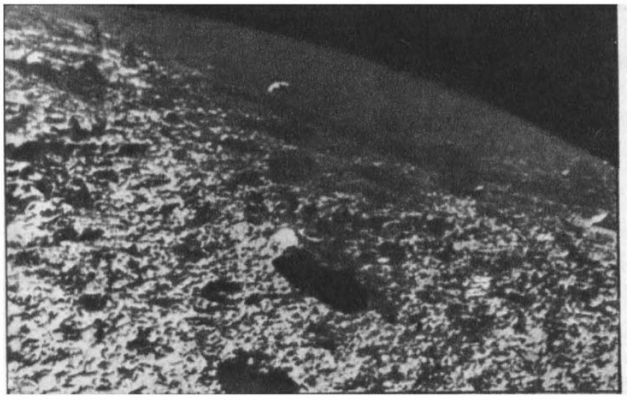
7 — «Луна-12»; 8 — автоматическая лунная станция КА «Луна-13»; 9 — «Луна-16»; 10 — спускаемый (возвращаемый) аппарат КА «Луна-16»; 11 — лунный грунт, доставленный КА «Луна-16»; 12 — «Луна-19».



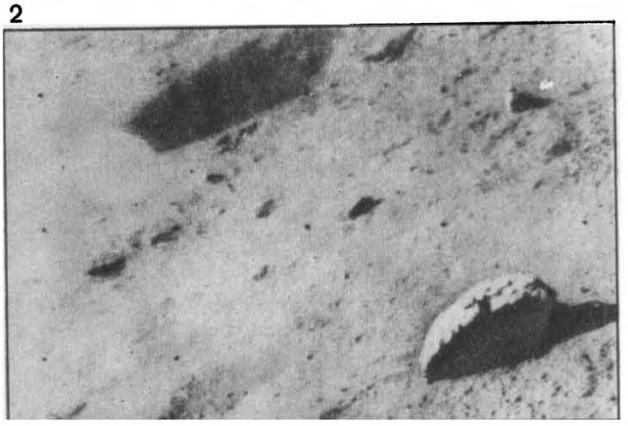
1



2



3



4

5

6

К ст. Луна: 1 — обратная сторона Луны, сфотографированная с расстояния 60 тыс. км КА «Луна-3»; 2 — обратная сторона Луны, сфотографированная с расстояния 10 тыс. км КА «Зонд-3»; 3 — фрагмент лунного ландшафта, переданного телевизионной системой автоматической лунной станции КА «Луна-9»; 4 — участок лунной поверхности, переданный телевизионной системой КА «Сервейор-1» (поперечник камня ок. 30 см, высота ок. 15 см); 5 — вертикальная панорама лунной поверхности по правому борту, переданная в начале второго лунного дня телевизионной системой «Лунохода-1»; 6 — участок лунной поверхности, сфотографированной с расстояния 113 км экипажем КК «Аполлон-8».

тарея ёмкостью 14 А·ч. Стабилизация вращением (на переходной орбите 90 об/мин, на конечной 10 об/мин). Для обеспечения заданной ориентации оси вращения (перпендикулярно плоскости орбиты) служат 2 солнечных датчика и 2 ИК датчика земного горизонта, а в качестве исполнит. органов — 6 микродвигателей тягой по 14 Н, работающих на продуктах разложения гидразина. Эти же микродвигатели используются для коррекции орбиты и регулирования частоты вращения ИСЗ. Телеметрич. система работает на частоте 136 МГц (передача информации от служебных систем) и 2300 МГц (передача информации от науч. приборов); командная система — на частоте 148 МГц. ИСЗ несёт 16 приборов для исследования электрич. и магнитных полей и 26 приборов для регистрации энергетич. частиц. Приборы созданы в Великобритании, Дании, Италии, Франции, ФРГ и Швеции. «Г.-1» запущен 20.4.1977 РН «Торад-Дельта». В связи с неисправностью РН выведен не на стационарную орбиту, а на орбиту с выс. в перигее 2130 км, выс. в апогее 38 500 км, наклонением 26,85°; период обращения 12 ч 6 мин. По расчётам сможет выполнить 70% предусмотренных задач. 4.7. 1978 РН «Торад-Дельта» на стационарную орбиту над 6° в. д. выведен ИСЗ «Г.-2», по конструкции и назначению аналогичный ИСЗ «Г.-1». По командам он должен смещаться между 6° в. д. и 35° в. д.

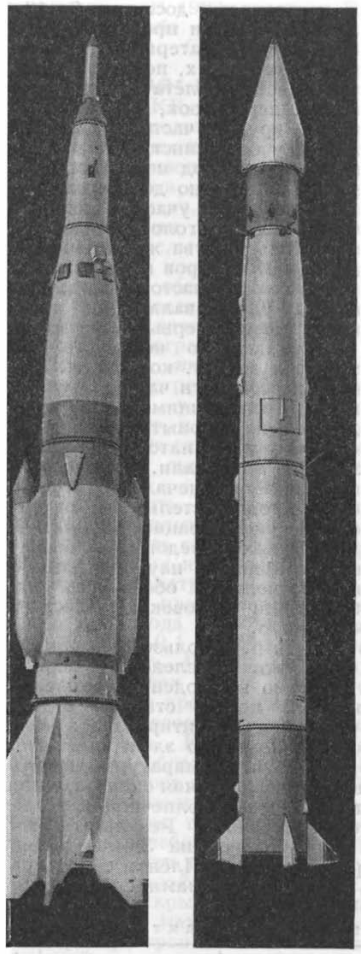
ГЕОСТАЦИОНА́РНЫЙ ИСКУ́ССТВЕННЫЙ СПУ́ТНИК ЗЕМЛИ́ — см. *Стационарный искусственный спутник Земли.*

ГЕОТРОПИ́ЗМ (от греч. gē — Земля и trópos — поворот, направление) — способность органов растений принимать определённое положение под влиянием земного притяжения. Различают положительный Г. (рост по вектору силы тяжести), отрицательный (рост против вектора силы тяжести) и трансверсальный Г. (рост поперечно вектору силы тяжести). Действие, аналогичное силе тяжести, оказывает на растущие органы растений центробежная сила, искусственно создаваемая в КК.

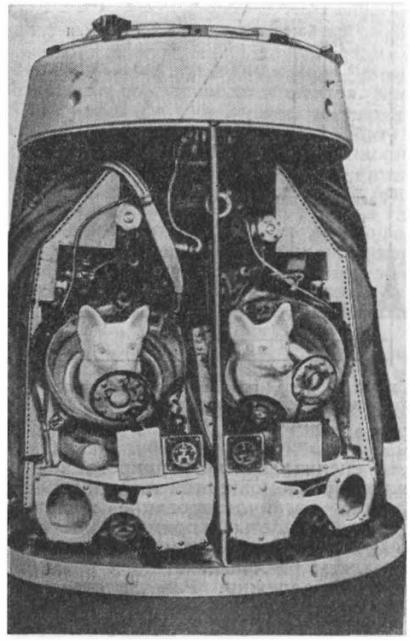
ГЕОФИЗИ́ЧЕСКАЯ РАКЕ́ТА — высотная *исследовательская ракета* для геофизических и др. научных исследований. Г. р. разнообразны по конструкции и типу РД (с использованием ЖРД и РДТТ); имеют от 1 до 3 ступеней; стартовую массу от 100 кг до неск. десятков т; массу полезного груза (головная часть с приборами) от 5 кг до 2 т; высоту подъёма от 60 до 1000 км и более.

Результаты науч. измерений передаются на Землю с помощью радиотелеметрич. систем. В ряде случаев предусматривается спуск на парашюте отделяемой головной части (отделяемые контейнеры) с науч. приборами. Науч. исследования с помощью Г. р. включают: измерения давления, темп-ры, плотности воздуха и параметров ветров на больших высотах, хим. и ионного состава верх. слоёв атмосферы, исследования ионосферных электрич. токов, магнитного поля Земли, УФ и рентгеновского излучения Солнца и звёзд, космич. лучей, микрометеоров, свечения воздуха, спектров полярных сияний, космич. радиоизлучений в диапазонах длин волн, задерживаемых ионосферой, и др. Наряду с изучением явлений, связанных с геофиз. процессами, на Г. р. в ряде случаев проводятся медико-биол. исследования с использованием животных (собак, крыс, мышей) и др. науч. эксперименты. Полёты Г. р., проводимые на выс. от 20—30 до 130—150 км, дополняют исследования, осуществляемые с помощью ИСЗ, полёт к-рых на этих высотах практически невозможен. Недостатком исследований на Г. р. является кратковременность пребывания науч. аппаратуры на больших высотах — от неск. мин до неск. десятков мин.

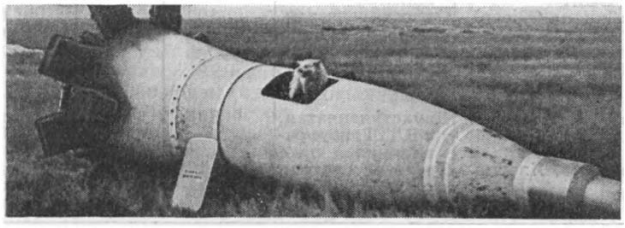
К Г. р. относятся сов. ракеты Р-1А, Р-2А, Р-5А, Р-5В, Р-1Б, Р-1В, Р-1Д, Р-1Е (в ряде источников ракеты называются В-1А, В-2А, В-5А и т. п.), «*Вертикаль*», МР-1, МР-12, М-100, ММР-06; амер. ракеты «*Аэроби*», «Аркас», «Дикон», «Джевелин», «Найк апаш», «Найк кэджун», «Найк томагаук», «Джуди Дарт»; канад. «Блэк брант»; англ. «Скайларк», «Петрел»; франц. «*Вероника*», «Дракон», «Эридан»; японские «К-8», «К-10», «L-3Н», «S-150», «S-300»; инд. «Рохини-300», «Рохини-560» и др. Систематич. пуски Г. р. проводятся в СССР, США, Великобритании, Франции, Канаде, Японии, Индии и др. странах.



Геофизические ракеты Р-2А (слева) и Р-5В



Головная часть геофизической ракеты с собаками (макет)



Головная часть геофизической ракеты Р-2А с собакой Пёстрая (после приземления)

Большое число Г. р. запущено в МГГ и в последующие годы в разл. р-нах Земного шара, включая Арктику и Антарктику. Запуски производились с наземных ПУ и с кораблей; амер. ракеты «Дикон» запускались с аэростатов и самолётов.

В СССР Г. р. запускаются с 1949. Г. р. с высотой подъёма до 100—110 км использовались для изучения верх. слоёв атмосферы (хим. состава, давления воздуха, направления и скорости ветра), физ. процессов в ионосфере, спектральных исследований солнечного излучения и т. д. С 1951 на Г. р. проводились медико-биол. исследования. В качестве биол. объектов для проведения экспериментов были взяты собаки, нормальная физиология к-рых хорошо изучена. Животных и необходимую физиол. аппаратуру размещали в биокабине головной части ракеты. Проведено три серии экспериментов. Животные первой серии запускались в герметич. кабине на выс. 100,8 км. Макс. скорость полёта 4212 км/ч; перегрузки не превышали 5,5. На 188-й с полёта происходило отделение головной части ракеты от её корпуса, после чего с выс. 6—8 км животные в герметич. кабине на парашюте спускались на Землю. Во второй серии животные совершали полёт в вентиляц. скафандре, к-рый укреплялся на выдвижном лотке и вставлялся во внутр.

Схема полёта геофизической ракеты и головной части (с животными) после её отделения от ракеты

часть специально сконструированной тележки. При помощи этой тележки обеспечивалось катапультирование животных из кабины ракеты с применением парашютной системы. В отсеке головной части ракеты размещалось по 2 катапультируемых тележки. Ракеты совершали полёт до выс. 110 км. На выс. 75—86 км при скорости 565—728 м/с происходило катапультирование животного, находящегося на правой тележке, а на высоте 39—46 км при скорости 1020—1150 м/с — катапультирование животного на левой тележке. Во время активного движения ракеты поперечная перегрузка не превышала 5, а при вхождении в плотные слои атмосферы наблюдалось её уменьшение до 1—1,2. Действие динамич. невесомости продолжалось ок. 3,7 мин. Физиол. исследования были проведены на 12 собаках, из к-рых 6 летали по 2 раза. В третьей серии Г. р. поднимались до выс. 212 и 450 км. При помощи индивидуальной одежды животных фиксировали в специально изготовл. лотках и помещали в герметич. кабины попарно. При запуске ракет до выс. 212 км макс. скорость на восходящей траектории полёта составляла 1,72 км/с, на нисходящей — 1,75 км/с. Головная часть отделялась от корпуса ракеты в верхней точке траектории полёта. На выс. 4 км открывался тормозной парашют головной части, а на выс. 2 км вводилась осн. парашютная система. На активном участке полёта осевые перегрузки плавно нарастали от 1 до 6, после чего наступал период динамич. невесомости, длящийся 360—370 с. При торможении герметич. кабины вновь возникали значит. перегрузки продолжительностью 35—40 с. Исследования проведены на 14 собаках; нек-рых животных посылали в полёт по 2—3 раза. При запуске ракет до выс. 450 км на активном участке полёта перегрузки были несколько больше, чем при полёте ракет на выс. 212 км, а период невесомости достигал 9—10 мин. Исследования были проведены на 6 животных. Анализ материала, полученного во всех трёх сериях, показал, что на активном участке полёта при действии на животных перегрузок, направленных от спины и груди, частота дыхательных движений у большинства животных возрастала, а в период невесомости снижалась приблизительно до исходного уровня. На активном участке полёта и во время торможения головной части ракеты пульс у большинства животных учащался до 220—270 ударов в 1 мин. В состоянии невесомости частота сердечных сокращений удерживалась на исходном уровне в течение первых 2—3 мин, а затем снижалась до исходного уровня, претерпевая значит. колебания. В конце периода невесомости частота пульса, как правило, была минимальной. Электрокардиограммы подопытных животных показали, что к.-л. патологич. изменения в полёте не возникали. Однако в разные периоды полёта отмечалось нек-рое изменение в продолжительности отд. интервалов и конфигурации зубцов. Т. о., в проведённых исследованиях были получены необходимые научные данные, которые позволили обосновать возможность полёта человека в космическое пространство.

В 1961 Г. р. использовалась для подъёма автоматич. исследовательских станций с целью наблюдения солнечного затмения. В полёте станция отделялась от ракеты и ориентировалась в пространстве с помощью электромеханич. системы. Науч. аппаратура использовалась для исследования спектра, интенсивности излучения солнечной короны и её фотографирования. Результаты измерений передавались на Землю радиотелеметрич. системой. Плёнки с фотографиями и спектрограммами спускались вместе со станцией на парашюте. В Г. р. типа Р-2А науч. аппаратура размещалась в спускаемой головной части и двух отделяемых в полёте геофиз. контейнерах. Длина ракеты 20 м, макс. диам. 1,66 м. Масса головного приборного отсека — 1340 кг, геофиз. контейнеров — 860 кг. В геофиз. контейнерах размещались стеклянные баллоны с вакуумными кранами для взятия проб воздуха, магнитные и ионизац. манометры для измерения давлений в диапазоне от 1 до 10^{-7} Па, кассеты с полированными металлич. пластинками для регистрации ударов микрометеоров, 2 фотоаппарата для фотографирования облачных систем и поверхности Земли, регистрирующая аппаратура и программный механизм. На определ. высоте контейнер выбрасывался из ракеты в сторону, что давало возможность вести измерения в невозмущённой среде. Спуск контейнеров на Землю производился на парашютах, раскрываемых на выс. ~ 2 км. Энергия удара при приземлении поглощалась спец. демпфером. Исследование спектров Солнца в диапазоне 0,1—0,3 мкм осуществлялось автоматич. спектрографом со следящей системой, устанавливаемым в головной части ракеты. Герметич. кабина с животными размещалась в отделяемой головной части, снабжённой тормозными аэродинамич. щитками и парашютной системой.

Г. р. типа Р-5В использовались также для отработки средств спуска подопытных животных с больших высот. Длина ракеты 23 м, макс. диам. 1,66 м. На ряде Г. р. этого типа устанавливались автоматич. астрофиз. обсерватории для изучения Солнца, к-рые представляли собой сферич. контейнер с комплексом науч. аппаратуры, регистрирующий УФ и рентгеновское излучение Солнца. Полёт обсерватории осуществлялся по вертик.

Основные характеристики некоторых геофизических ракет

Ракета	Тип ракеты и её особенности	Масса полезного груза (или научной аппаратуры), кг	Высота подъёма, км	Примечание
Р-2А, СССР	Одноступенчатая, с ЖРД, управляемая	2200	212	Имеет спускаемую головную часть и два отделяемых контейнера с научной аппаратурой; геофиз., медико-биол. и др. исследования
Р-5В, СССР	То же	1300	512	Имеет спускаемую головную часть; геофиз., астрофиз., медико-биол. и др. исследования
МР-1, СССР	Одноступенчатая, с ЖРД, неуправляемая	15	100	Старт с направляющих; отделяемая головная часть и корпус спускаются на парашютах; метеорологич. исследования
М-100, СССР	Двухступенчатая, с РДТТ, неуправляемая	15	100	Старт с направляющих; метеорологич. исследования
«Блэк брант-3В» (Black Brunt-3B), Канада	Одноступенчатая, с РДТТ, неуправляемая	25	200	Разработан 2-ступенчатый вариант «Блэк брант-4» с высотой подъёма ~ 1000 км; исследования ионосферы
«Найк кэджун» (Nike cajun), США	Двухступенчатая, с РДТТ, неуправляемая	25	120—160	Метеорологич. исследования и изучение верхней атмосферы
«Аркас» (Arcas), США	С РДТТ, неуправляемая	5	60	Метеорологич. исследования
«Дикон» (Dicon), США	Одноступенчатая, с РДТТ, неуправляемая	10	30	При старте с аэростата и с самолёта; высота подъёма соответственно 110 и 90 км
«Скайларк» (Skylark), Великобритания	То же	68	160	
«К-8», Япония	Двухступенчатая, с РДТТ, неуправляемая	80	200	Старт с направляющих; изучение верхней атмосферы
«L-3H», Япония	Трёхступенчатая, с РДТТ, неуправляемая	100—170	2100	Старт с направляющих; изучение ионосферы

траектории до выс. ~ 500 км. После выполнения исследований контейнер на нисходящей части траектории полёта отделялся и опускался на Землю на парашютах.

Наряду с тяжёлыми геофиз. ракетами в СССР осуществлены запуски большого числа малых ракет для исследования верх. слоёв атмосферы и получения метеорологич. данных (см. *Метеорологическая ракета*).

Г. А. Назаров, Е. Ф. Рязанов.

ГЕОФИЗИ́ЧЕСКИЙ ИСКУ́ССТВЕННЫЙ СПУ́ТНИК ЗЕМЛИ́ — ИСЗ для проведения исследований геофизических параметров Земли — плотности атмосферы, геомагнитного поля, радиационного поля Земли и др.— с орбиты ИСЗ. На ИСЗ могут выполняться как отд. измерения, так и комплексные геофиз. исследования, позволяющие изучать коррелирование отд. параметров между собой. Первым ИСЗ такого типа является 3-й сов. искусств. спутник Земли (запущен в 1958). В 1964 и позже в США запущены серии орбитальных геофиз. обсерваторий и полярных орбитальных геофиз. обсерваторий, которые провели разнообразные геофизические измерения, в частности в зоне полярных сияний и полярной шапки.

В нек-рых случаях измерения на ИСЗ осуществляются в комплексе со спец. программой наблюдений на сети наземных станций, что позволяет исследовать взаимосвязь между отд. геофиз. параметрами, а также изучать солнечноземные связи. Примером такого спутника является «Космос-261» (запущен в 1968), проводивший измерения одновременно с наблюдениями на сети ионосферных станций социалистич. стран. Особый тип составляют геофиз. ИСЗ, выполняющие оперативные наблюдения и имеющие прикладное значение, напр. *метеорологические искусственные спутники Земли*. Геофиз. наблюдения включаются также в программу комплексных исследований, проводимых на *орбитальных станциях*. Возможно, что развитие геофиз. исследований с помощью ИСЗ приведёт к созданию специализиров. геофиз. орбитальных станций.

ГЕОЦЕНТРИ́ЧЕСКИЕ КООРДИНА́ТЫ — координаты космического объекта (Луны, ИСЗ и т. п.) в системе координат, начало к-рой совпадает с центром масс Земли.

ГЕОЦЕНТРИ́ЧЕСКОЕ РАССТОЯ́НИЕ — расстояние Луны, ИСЗ или к.-л. др. космического объекта от центра масс Земли.

ГЕРМАШЕ́ВСКИЙ (Hermaszewski) Мирослав (р. 1941) — космонавт ПНР, полковник, лётчик-космонавт ПНР (1978). Чл. ПОРП с 1963. Первый гражданин ПНР, совершивший полёт в космос. Окончил Демблинское воен. авиац. уч-ще лётчиков (1964), Воен. академию Генштаба в Варшаве (1971); служил в истребит. авиации ПВО ПНР. В 1976 отобран кандидатом для пилотируемого полёта по программе «Интеркосмос»; прошёл полный курс обучения в Центре подготовки космонавтов им. Ю. А. Гагарина. 27 июня — 5 июля 1978 совм. с П. И. *Климуком* совершил полёт на КК «Союз-30» (в качестве космонавта-исследователя) и орбит. станции «Салют-6» (осн. экипаж В. В. *Ковалёнок*, А. С. *Иванченков*) с пристыкованным к ней КК «Союз-29». Полёт продолжался 7 сут 22 ч 2 мин 59 с. Медаль им. Н. Коперника Польской АН. Г. присвоено звание Героя Сов. Союза (1978). Награждён орденом «Крест Грюнвальда» 1-й степени, орденом Ленина и медалями. В 1982 окончил Воен. академию Генштаба им. К. Е. Ворошилова в Москве. Служит в вооруж. силах ПНР.

ГЕРМЕТИ́ЧЕСКАЯ КАБИ́НА — *герметический отсек* КК, в к-ром размещается экипаж и сосредоточено всё управление кораблём; *спускаемый аппарат* КК. Г. к. не только изолирует космонавтов от космич. вакуума, но и защищает от солнечной и галактич. радиации, от воздействия метеорных частиц и влияния темп-ры внеш. среды. В Г. к. должны быть созданы и постоянно поддерживаться условия, обеспечивающие нормальную жизнедеятельность человеческого организма в течение всего времени, определяемого программой космич. полёта. Искусств. *атмосфера кабины*, удовлетворение потребностей организма в пище и воде, удаление продуктов жизнедеятельности и соблюдение привычных санитарно-гигиенических норм создаются в Г. к. *системой жизнеобеспечения*.

Чтобы сохранить работоспособность космонавтов при длит. космич. полётах, в Г. к. должна быть создана газовая среда с такими же физ. и гигиенич. параметрами, как и параметры возд. среды на Земле. В сов. КК применяется нормальная смесь кислорода с азотом под давлением ~ 0,0975—0,1 МПа, имеющая относит. влажность 45—60% и темп-ру 18—21 °С. На всех амер. КК (кроме «Спейс шаттл») во время полёта используется чистый кислород под давлением 0,038—0,048 МПа. Кислородная атмосфера позволяет облегчить конструкцию Г. к., т. к. в космосе на её стенки действует меньшая разность давлений. Однако чистый кислород при этом давлении может оказывать неблагоприятное действие на организм при полётах св. 30 сут. Кроме того, в атмосфере чистого кислорода небольшие искры вызывают воспламенение горючих материалов и фронт пламени распространяется с большой скоростью. Это может привести к пожару в Г. к., особенно при повышении абс. давления кислорода во время предстартовой подготовки. Поэтому при наземных испытаниях, во время старта, на участке выведения амер. КК «Аполлон» на орбиту в кабине создаётся искусств. атмосфера, состоящая из кислорода (60%) и азота (40%).

Из атмосферы Г. к. необходимо непрерывно удалять выделяющиеся в процессе дыхания и обмена веществ углекислый газ, пары воды, а также очищать её от взвешенных твёрдых частиц, микроорганизмов и загрязняющих микропримесей, источником к-рых является оборудование Г. к., смазочные вещества, полимерные материалы и выделения человека. В системах *регенерации воздуха* Г. к. могут применяться оранжереи и культиваторы для биол. *регенерации кислорода*, физ. и хим. *углекислого газа поглотители* и поглотители запахов, фильтры для твёрдых частиц и устройства для *осушки воздуха*.

На случай выхода из строя системы создания искусств. атмосферы или нарушения герметичности Г. к. предусматриваются защитные *скафандры*. Скафандр каждого члена экипажа имеет независимую систему питания кислородом от бортовых кислородных контейнеров.

В зависимости от системы аварийного спасения космонавтов при неудачном старте РН в Г. к. могут устанавливаться катапультируемые («Восток», «Джемини») или обычные («Восход», «Союз»,

М. Гермашевский

Ф. Гефт

«Меркурий», «Аполлон») кресла, смоделированные по фигуре космонавтов. Кресла размещаются т. о., чтобы перегрузки на участке выведения КК на орбиту и на участке спуска действовали на космонавтов в направлении «грудь — спина» (см. *Ускорение*). В Г. к. делаются быстро открывающиеся люки, по бокам и спереди — иллюминаторы с жаропрочными стёклами. Через иллюминаторы космонавты могут вести визуальное наблюдение, производить кино- и фотосъёмку. Для выхода космонавта в открытый космос из Г. к., в к-рой применяется кислородно-азотная смесь с давлением, близким к нормальному атмосферному, необходима шлюзовая камера, где производится десатурация растворённого в организме азота и постепенный переход к давлению 0,024—0,034 МПа, соответствующему давлению кислорода в космич. скафандре. Размещение всего оборудования в Г. к. должно удовлетворять требованиям эстетики и обеспечивать оптимальный интерьер. Г. к. может иметь неск. отсеков: бытовой, приборный, СЖО и др.

Комфортная темп-ра воздуха в Г. к. во время полёта поддерживается системой терморегулирования. В Г. к., помимо аппаратуры для контроля полёта и ручного управления КК, размещается также радиооборудование для двухсторонней связи с Землёй, ТВ камеры для наблюдения, в частности за космонавтами, аппаратура для регистрации физиол. функций космонавтов в полёте и мн. др. Снаружи Г. к. покрыта абляционным слоем тепловой защиты, предотвращающим сгорание Г. к. на участке спуска при входе в плотные слои атмосферы. При разл. испытаниях, связанных с исследованием воздействия факторов космич. полёта на организм человека или изучением работоспособности космонавтов при длит. полётах, следует как можно точнее имитировать условия обитания космонавтов в Г. к. (см. *Космического полёта имитация*).

ГЕРМЕТИ́ЧЕСКИЙ ЛЮК — люк в *герметическом отсеке* для сообщения с внешней средой или с др. отсеком КА. Г. л. представляет собой оболочку с фланцем, имеющим уплотнение; снабжён механизмом открытия — закрытия, обеспечивающим создание и поддержание необходимого для герметизации давления по контуру стыка. В отд. случаях такой механизм может отсутствовать. Г. л. имеют разл. форму (круглые, овальные, прямоугольные и др.) и размеры. Механизмы открытия — закрытия Г. л. бывают ручные и автоматические. Ручные — двухстороннего действия; позволяют осуществлять открытие и закрытие люка из отсека и снаружи. В автоматических Г. л. используются электрич., пневмо-гидрав-

лич. приводы, пружинные и др. механизмы. При необходимости быстрого открытия люка (люк катапультирования, аварийный, парашютный и т. п.) часто используются пиросредства или быстродействующие замки. Уплотнением Г. л. служат прокладки из мягкой вакуумной резины, а также резиновые трубки, внутри к-рых создаётся избыточное давление. В ряде случаев Г. л. снабжаются средствами дополнит. проверки герметичности и оснащаются датчиками системы контроля, позволяющими с помощью радиотелеметрич. системы получить информацию о функционировании люка в полёте. Г. л., используемые для перехода космонавтов после стыковки кораблей, являются, как правило, составной частью *стыковочного агрегата*.

ГЕРМЕТИ́ЧЕСКИЙ ОТСЕ́К — отсек КА с герметичной оболочкой, в к-ром поддерживается определённое давление газа. Различают Г. о. для размещения аппаратуры и оборудования (напр., приборный отсек), обеспечивающие благоприятные условия для работы приборов (давление, темп-ра, влажность и др.) и обитаемые Г. о. (напр., *спускаемый аппарат*, бытовой отсек), в к-рых поддерживается атмосфера (см. *Атмосфера кабины*), необходимая для жизнедеятельности экипажа. Корпус Г. о.— тонкостенная оболочка с силовым набором и фланцами, по к-рым осуществляется герметизация съёмных элементов конструкции, приборов и агрегатов. Герметичность корпуса и разъёмных соединений обеспечивается применением материалов с уплотнённой структурой (нагартованные листы, прокат, поковки и др.), высококачеств. процессов сварки, пайки, а также использованием герметичных соединений. Электрич. и пневмо-гидравлич. связи приборов, установленных в Г. о., с элементами внеш. установок и др. отсеками осуществляются с использованием герметич. разъёмов разл. типов. Форма и размеры Г. о. определяются компоновочной схемой КА, составом и особенностями аппаратуры, технологией сборки и обслуживания и др. факторами. В ряде случаев Г. о. достигает значит. размеров (напр., Г. о. орбит. станций «Салют», «Скайлэб»). Г. о. с аппаратурой и оборудованием заправляются нейтральным газом (напр., сухим азотом); обитаемые — воздухом или чистым кислородом. В нек-рых случаях в обитаемых Г. о. атмосфера поддерживается не на всех этапах полёта КА (напр., отсеки, подвергающиеся шлюзованию). Нарушение герметичности Г. о. может быть вызвано пробоем оболочки метеором; в связи с этим Г. о. КА, предназнач. для длит. полётов, должны снабжаться *противометеорной защитой*. При подготовке КА к полёту Г. о. подвергаются многократной проверке на герметичность, заключит. проверка осуществляется после окончательной сборки и комплексных испытаний КА.

ГЕТЕРОГЕ́ННОЕ ТВЁРДОЕ РАКЕ́ТНОЕ ТО́ПЛИВО — то же, что *смесевое твёрдое ракетное топливо*.

ГЕТЕРОСФЕ́РА (от греч. héteros — иной, другой и sphaíra — шар) — область атмосферы, расположенная выше *гомосферы*; характеризуется изменением состава и структуры атмосферы с высотой. В ниж. части Г. (на выс. 90—150 км) её состав меняется гл. обр. вследствие увеличения диссоциации газов с высотой, а также из-за диффузионного разделения отд. компонентов атмосферы. В верх. части Г. (выше ~ 150 км) распределения концентраций отд. компонентов нейтральной атмосферы взаимно независимы и определяются уравнением гидростатич. равновесия для каждого компонента с учётом изменения темп-ры с высотой.

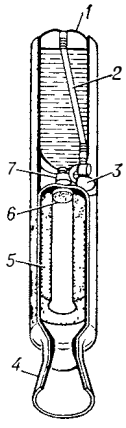
ГЕТЕРОТРО́ФНЫЕ ОРГАНИ́ЗМЫ, гетеротрофы (от греч. héteros — иной, другой и trophē — пища) — организмы, использующие для своего питания готовые органические соединения (в отличие от *автотрофных организмов*). К Г. о. относятся все животные, нек-рые растения, грибы и значит. часть микроорганизмов (кроме фотосинтезирующих и хемосинтезирующих бактерий). Наряду с органич. веществами, они могут также усваивать минеральные соли и газообразные вещества. Г. о. могут быть использованы в биорегенеративных системах, во-первых, для преобразования (животными, микроорганизмами и т. д.) первичной биомассы звена автотрофных организмов, не используемой прямо человеком, в животную пищу, во-вторых, для биол. *минерализации* разл. отходов. См. *Воспроизводство пищи*.

ГЁФТ (Höfft) Франц фон (1882—1954) — австрийский инженер, один из пионеров космонавтики. В 1924—28 разработал программу осуществления космич. полёта, начиная от использования простой зондирующей ракеты, запускаемой с аэростата, до межпланетного КК. В 1926 основал в Вене Науч. об-во по исследованию больших высот. В проектах Г. рассматривались задачи по доставке полезного груза в любую точку Земли и на Луну, пилотируемый полёт по околоземной орбите, полёты на Венеру и Марс. Г.— автор ряда проектов ракетно-космич. аппаратов на жидком и твёрдом топливах. Портрет на стр. 83.

ГЁШВЕНД Фёдор Романович (1838—1890) — русский изобретатель, автор проекта реактивного ЛА. В 1858 окончил Киевское строит. уч-ще. В 1886 предложил применять реактивную силу для движения ж.-д. локомотива. В 1887 опубликовал проект «Паролёта» (биплан с реактивным паровым двигателем), в к-ром впервые предложил применять для увеличения реактивного эффекта возд. насадки, назв. позднее насадками Мело (по имени франц. учёного).

ГИБРИ́ДНОЕ РАКЕ́ТНОЕ ТО́ПЛИВО (от лат. hibrida, hybrida — помесь) — *двухкомпонентное ракетное топливо*, в к-ром один из компонентов находится в ином агрегатном состоянии, чем другой; он может быть жидким, твёрдым или газообразным. Рассматриваются два варианта Г. р. т.: твёрдое горючее — жидкий окислитель, твёрдый окислитель — жидкое горючее. Практически все компоненты жидких и твёрдых ракетных топлив могут быть использованы в Г. р. т. Применяют в *гибридных ракетных двигателях*.

ГИБРИ́ДНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ (ГРД), ракетный двигатель гибридного топлива, ракетный двигатель смешанного топлива — *ракетный двигатель*, работающий на *гибридном ракетном топливе*. Основной тип ГРД — двигатель «прямой» схемы, работающий на твёрдо-жидком топливе; он содержит камеру с зарядом твёрдого горючего, аналогичную камере РДТТ, в к-рую подаётся жидкий окислитель по аналогии с ЖРД. При этом возможна как вытеснит., так и насосная подача жидкого компонента. Последний может использоваться также и для охлаждения конструкции. В ГРД «обратной» схемы твёрдым топливным компонентом является окислитель, а жидким — горючее. Вместо жидкости в камеру может подаваться газ. Горение в ГРД происходит в зоне у поверхности заряда твёрдого компонента; в общем случае в эту зону поступают с одной стороны капли и пары жидкого компонента, а с другой — продукты газификации заряда, образующиеся за счёт теплоты, поступающей из зоны горения; при этом темп-ра поверхности заряда остаётся невысокой (обычно 200—400 °С).



Двигательная установка с гибридным РД: *1* — бак жидкого окислителя; *2* — трубопровод наддува; *3* — газогенератор наддува; *4* — реактивное сопло; *5* — заряд твёрдого горючего; *6* — форсуночная головка для распыления окислителя; *7* — дроссельный клапан окислителя

Надлежащая полнота сгорания топлива в ГРД обеспечивается обычно наличием камеры дожигания (свободный внутрикамерный объём перед соплом). Для этой же цели используют турбулизаторы потока (напр., пластины с отверстиями), устанавливаемые в камере перед соплом или вдоль заряда, а также между отд.

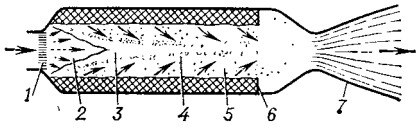


Схема рабочего процесса в камере гибридного РД: *1* — форсуночная головка для распыления окислителя; *2* — холодный окислитель; *3* — зона смешения окислителя и продуктов сгорания; *4* — зона активного горения; *5* — зона смешения продуктов газификации горючего и продуктов сгорания; *6* — заряд твёрдого горючего; *7* — реактивное сопло

его секциями. При использовании несамовоспламеняющегося топлива зажигание в ГРД осуществляется способами, разработанными для ЖРД и РДТТ, с учётом специфики ГРД (напр., поверхность заряда покрывается веществом, воспламеняющимся при контакте с осн. или пусковым жидким компонентом топлива).

Одним из гл. вопросов проектирования ГРД является расчёт расхода твёрдого компонента в процессе работы ГРД. В то время как в РДТТ скорость горения топлива определяется в осн. давлением в камере, в ГРД на её значении сказывается также *расходонапряжённость* газового канала. С последним параметром скорость горения гибридного топлива (наз. также скоростью регрессии) связана степенной зависимостью с показателем, типичное значение к-рого составляет 0,5—0,8. Часто расходонапряжённость является определяющим фактором, а давление — второстепенным. В связи с этим обеспечение заданного режима ГРД в течение всего времени работы может оказаться трудновыполнимой задачей. Во мн. случаях поддержание оптим. значения соотношения компонентов топлива при изменении тяги в широком диапазоне обеспечивается лишь пу-

тём надлежащего распределения жидкого компонента между осн. камерой сгорания и камерой дожигания. Специфичной для ГРД проблемой является малая скорость горения (десятые доли мм/с) мн. гибридных топлив, вызывающая необходимость создания зарядов с большой поверхностью горения (для получения потребной тяги), к-рые сложны в изготовлении, неполностью выгорают и имеют др. недостатки. Для увеличения скорости горения в заряд могут вводиться металлич. добавки, окислительные продукты (напр., перхлорат аммония) и т. д. Во мн. случаях заряд ГРД содержит неск. компонентов, сочетание к-рых обеспечивает, кроме надлежащей скорости горения, также устойчивость рабочего процесса, удобный для регулирования ГРД закон горения, высокую полноту сгорания топлива, прочность и технологичность заряда и др. характеристики.

Теоретически по макс. достижимому в ГРД уд. импульсу, к-рый реализуется в случае трёхкомпонентных ракетных топлив и их аналогов, ГРД не уступает ЖРД, но имеет перед ним преимущество — простоту подачи в камеру металлов или металлсодержащих компонентов: они могут размещаться в массе твёрдого заряда. Однако проблема эффективного использования хим. энергии подобных топлив существует и для ГРД. В области освоенных ракетных топлив ГРД в целом уступают лучшим ЖРД, но превосходят РДТТ. ГРД легче регулировать по тяге и повторно включать в полёте, нежели РДТТ. К достоинствам ГРД по сравнению с РДТТ относятся также слабая зависимость скорости горения заряда от нач. темп-ры и тот факт, что в случайных пустотах и трещинах заряда ГРД, как и в зонах неплотного прилегания заряда к стенке камеры, горение не происходит. Благодаря широкому выбору топлив возможно создание гибридных ДУ, дешёвых в отработке и изготовлении, простых и безопасных в эксплуатации.

Первым ГРД явился *двигатель 09*, созданный в 1933 в СССР. На протяжении более чем 30 лет он оставался единств. ГРД, испытанным в полёте. С сер. 60-х гг. ГРД получили дальнейшее развитие на основе достижений в области создания ЖРД и РДТТ. С тех пор ок. 10 типов ГРД с тягой от неск. сотен Н до 10 кН совершили полёт в составе экспериментальных исследовательских ракет и других небольших ЛА. За рубежом наибольшие успехи в создании ГРД достигнуты во Франции, Швеции, ФРГ. В США в 1975—78 успешно запускались с самолётов экспериментальные высотные сверхзвуковые мишени с ГРД. Этот ГРД имеет следующие характеристики: тяга 0,9—5,3 кН; время работы 5 мин; масса 390 кг; дл. 3,6 м; диам. 0,33 м. Он является крупнейшим из испытанных в полёте (1981). Самый мощный ГРД из прошедших огневые испытания (1967) развил тягу 180 кН; дл. заряда 2,7 м и диам. ~ 1 м.

Все перечисленные образцы ГРД выполнены по схеме с вытеснит. подачей жидкого компонента в камеру, при давлениях в последней примерно 0,5—4 МПа. За исключением двигателя 09, все они рассчитаны на использование высококипящих окислителей (окислов азота, азотной кислоты и их смесей) и твёрдых полимерных горючих (полибутадиена, полиметилметакрилата и их смесей, аминов, пластиков на найлоновой основе) без добавок и с добавками лёгких металлов (алюминия, магния). По уд. импульсу эти гибридные топлива близки к стандартным высококипящим жидким топливам. Разработаны конструкции космич. ГРД, рассчитанных на использование эффективных фторсодержащих топлив, и среди них амер. ГРД на твёрдом горючем из смеси лития, гидрида лития, полибутадиена и жидком окислителе из смеси фтора с кислородом. Его проектные параметры: масса 1,8 т; выс. 3,7 м; диам. 1,2 м; тяга 53 кН; уд. импульс 3800 м/с; возможность получения этого (и даже большего) значения уд. импульса подтверждена в 1969 стендовыми испытаниями ГРД с тягой до 50 кН и временем работы до 50 с. Создание эффективных образцов ГРД связано с необходимостью глубокого изучения процесса горения гибридных топлив, детального анализа принципиальных и конструктивных схем, определения областей рационального использования ГРД, поиска путей эффективного преобразования хим. энергии гибридных топлив в реактивную силу тяги и решения др. проблем. С сер. 70-х гг. работы в обл. ГРД носят в основном н.-и. характер.

В. И. Прищепа.

ГИ́БСОН (Gibson) Эдуард (р. 1936) — космонавт США, учёный, специалист в области физики Солнца. После окончания в 1959 Рочестерского ун-та получил степень бакалавра наук в обл. машиностроения; в 1960 — степень магистра наук в той же области в Калифорнийском технологич. ин-те и в 1964 — степень доктора наук в этом же ин-те. С 1965 в группе космонавтов НАСА, где завершил 53-недельный курс тренировок на реактивных самолётах. В Центре пилотируемых полётов НАСА вёл науч. работу в области физики Солнца и физики плазмы. Автор книги «Спокойное Солнце» (пер. с англ., М., 1977). 16.11.1973—8.2.1974 совм. с Дж. *Карром* и У. *Поугом* совершил полёт в качестве чл. 3-го экипажа орбит. станции «Скайлэб». Полёт продолжался 84 сут 1 ч 15 мин 32 с. Дважды выходил в открытый космос (общее время 15 ч 17 мин). Почётный доктор наук ряда ун-тов, чл. Амер. ин-та аэронавтики и астронавтики и др. Награждён золотой медалью им. Ю. А. Гагарина (ФАИ), золотой медалью НАСА «За выдающиеся заслуги».

ГИГИЕ́НА КОСМОНА́ВТА (от греч. hygieinós — здоровый) в полёте — комплекс мероприятий, повседневно выполняемых во время полёта; уход за кожей лица и тела, полостью рта, физические упражнения в условиях невесомости, обеспечение необходимых гигиенических условий для сна, использование гигиенических одежды и обуви, подбор видов и форм активного отдыха и т. д. Роль Г. к. возрастает по мере увеличения продолжительности полёта; если на первых КК космонавты применяли только пропитанные моющими средствами гигиенич. салфетки для ухода за лицом и кистями рук, то для полётов большей продолжительности предусмотрены устройства, позволяющие мыться (напр., душ), затрачивая для этих целей миним. кол-во воды. Разработаны спец. съедобные пасты для ухода за полостью рта и зубами, являющиеся одновременно профилактич. лекарственным средством, и т. п.

ГИГИЕ́НА РАДИАЦИО́ННАЯ — отрасль гигиены, изучающая влияние ионизирующей радиации на здоровье человека и разрабатывающая меры радиационной защиты. Полёты человека в космос обусловили развитие нового раздела

Э. Гибсон

Ю. Н. Глазков

Г. р., осн. задачи к-рого следующие: разработка и обоснование уровней допустимых доз ионизирующего излучения, разработка мер защиты космонавтов от действия галактического космич. излучения, протонов солнечных вспышек и излучений *радиационного пояса Земли*, контроль за соблюдением норм радиационной безопасности экипажей и т. д.

ГИДРАЗИ́Н N_2H_4 — соединение азота с водородом; высококипящее горючее или *однокомпонентное ракетное топливо* для ЖРД, а также возможный источник парогаза для привода ТНА. Бесцветная, маслянистая, гигроскопичная, дымящая на воздухе жидкость с запахом аммиака. Плотн. 1008 кг/м³ (при 20 °С), $t_{пл} \approx 2$ °С, $t_{кип} \approx 113$ °С. Токсичен (*предельно допустимая концентрация* 0,1 мг/м³), при попадании на кожу вызывает ожоги. Хорошо растворим в жидких спиртах, воде, аммиаке, но не растворяется в углеводородах. Подвержен каталитич. (в присутствии, напр., железа, никеля, платины, иридия, рутения) и термич. разложению с образованием горячей газообразной смеси водорода, азота и аммиака. В присутствии окиси железа Fe_2O_3 воспламеняется при комнатной темп-ре, может образовывать взрывоопасные смеси. Г. устойчив при длит. хранении в герметично закрытых ёмкостях. Коррозионно малоактивен по отношению ко мн. металлам, но в присутствии кислорода воздействует на медь и её сплавы. Наилучший конструкционный материал — хромоникелевые нержавеющие стали и алюм. сплавы. В пром-сти получают окислением аммиака хлорамином. В ракетной технике широко применяется как компонент горючего (см. *Аэрозин-50*), в паре с *четырёхокисью азота* как самовоспламеняющееся ракетное топливо, а также как однокомпонентное ракетное топливо для вспомогат. РД. При использовании с четырёхокисью азота Г. превосходит по эффективности *диметилгидразин несимметричный* при малых степенях расширения газа в сопле и несколько уступает ему при больших. В 40-х гг. в Германии применялось соединение Г. с водой (гидрат Г.). См. также *Гидразина производные*.

ГИДРАЗИ́НА ПРОИЗВО́ДНЫЕ, гидразины — продукты замещения одного или нескольких атомов водорода в гидразине углеводородными радикалами; высококипящие горючие для ЖРД. В зависимости от числа замещённых атомов водорода различают моно-, ди-, три- и тетрапроизводные, в зависимости от типа радикала — алкилгидразины, арилгидразины, алкенилгидразины и алкинилгидразины. Наибольшее распространение в ракетной технике приобрели алкилгидразины: *монометилгидразин* и *ди-*

метилгидразин несимметричный. Используются в ракетах с длит. сроком хранения на стартовой позиции.

ГИДРИ́Д БЕРИ́ЛЛИЯ BeH_2 — соединение *бериллия* с водородом; возможное высокоэффективное горючее для ХРД. Твёрдое соединение. Плотность 640 кг/м³. Устойчив при хранении в сухом и влажном воздухе, легко разлагается минеральными кислотами и щелочами. Нерастворим в органич. растворителях, термически устойчив до 240 °С. Получают пиролизом дитретичнобутилбериллия или прямым синтезом. Теоретически уд. импульс, развиваемый Г. б. в паре с *перекисью водорода* (вычисл. без учёта потерь, вызываемых двухфазностью потока продуктов сгорания), почти равен уд. импульсу такого эффективного криогенного топлива, как жидкие фтор и водород. Применение сдерживается высокой токсичностью Г. б.

ГИДРИ́ДЫ БО́РА — то же, что *бороводороды*.

ГИДРОБУ́ФЕР (от греч. hýdōr — вода и англ. buffer — амортизатор) — гидравлическое устройство для торможения кабельных и заправочных мачт, желобов бортовых коммуникаций, откидных опор ПУ и т. п., отбрасываемых при пуске от стартующей РН. Обеспечивает амортизацию отбрасываемых конструкций и их безударный останов. Принцип действия Г. основан на преобразовании кинетич. энергии падающего объекта в тепловую. Г. состоит из корпуса, плунжера, устройства с дроссельными отверстиями, пружины возврата плунжера в исходное положение. При торможении жидкость перетекает через дроссельные отверстия из полости высокого давления в полость низкого давления. Если по условиям работы торможение объекта должно подчиняться определ. закону, применяют Г. с регулируемой площадью дроссельных отверстий. Один из возможных способов регулирования площади — применение в конструкции Г. веретена-штока перем. сечения.

ГИДРОДОМКРА́Т — исполнительный орган гидроприводов ПУ, *установщиков*, агрегатов обслуживания грузоподъёмного и др. оборудования космодрома. Служит для опускания (подъёма) и вертикализации ракет на ПУ, подъёма стрел и порталов установщиков, перестановки *башен обслуживания* с ходовых тележек на опоры стартовой площадки и т. п. Для обеспечения достаточного рабочего хода и сокращения нач. длины Г. применяют телескопич. Г., состоящие из неск. гидроцилиндров, располож. один в другом. При подаче давления в рабочие полости гидроцилиндры последовательно выдвигаются, обеспечивая заданный общий рабочий ход. Шток Г. фиксируется гидравлич., гидромеханич. или механич. стопорным устройством. Диаметр цилиндра Г. достигает 2 м, рабочий ход поршня (для одноступенчатых Г.)— 10 м.

ГИДРО́ЛИЗ МОЧЕВИ́НЫ (от греч. hýdōr — вода и lýsis — распад, разложение) — химическая реакция между мочевиной (карбамидом) и водой. Может осуществляться микробиологически. Г. м. может быть использован в СЖО с целью получения, в частности, из мочевины аммиачной воды или азотной кислоты.

ГИДРО́КИСЬ ЛИ́ТИЯ LiOH — бесцветные кристаллы; плотность 1460 кг/м³. Использована в СЖО амер. КК «Меркурий», «Джемини» и «Аполлон» как нерегенерируемый *углекислого газа поглотитель* и, частично, поглотитель влаги. Поглотительная способность 0,87 кг углекислого газа на 1 кг Г. л.

ГИДРОПОДВЕ́СКА ПУСКОВО́Й УСТАНО́ВКИ — совокупность гидромеханических опор, гидросистемы и элементов управления опорами ПУ. Предназначена для приёма РН с *установщика* при ветровой нагрузке и колебаниях его торца относительно опор, вертикализации и опускания РН на заранее выверенную опорную поверхность ПУ. Г. п. у. исключает жёсткие удары в момент подвода гидромеханич. опор к торцу РН, а также не допускает появления чрезмерно больших усилий в стыке при опускании РН на опорную поверхность. Иногда РН не опускают на опорную поверхность; после её вертикализации гидромеханич. опоры «омертвляют» механич. устройствами, фиксируя РН в положении для пуска. Г. п. у. позволяет избежать «ножевых» (пиковых) нагрузок на силовой опорный пояс РН при установке и добиться большей равномерности усилий, действующих на этот пояс, и благодаря этому уменьшить массу всей РН.

ГИДРОПО́НИКА (от греч. hýdōr — вода и pónos — работа) — выращивание растений без почвы на искусственных средах (в водных растворах минеральных солей или на искусственных субстратах). Для культивирования растений на борту КА исследуется возможность использования методов гравийных культур и *аэропоники*. При методе гравийных культур растения выращиваются на субстрате. При этом *питательный раствор* подаётся периодически подтоплением снизу, после чего самотёком сливается в резервуар, или используется для орошения поверхности. Подбор облегчённого субстрата для метода гравийных культур или его полное исключение в аэропонике позволяет значительно снизить массу конструкции *оранжереи космической*. Может найти применение при создании *замкнутых биотехнических систем*.

ГИДРОФИ́ЛЬНЫЕ МАТЕРИА́ЛЫ (от греч. hýdōr — вода и philéō — люблю) — вещества с большим сродством к воде, самопроизвольно образующие коллоидные растворы в воде. Г. м.— материалы на целлюлозной основе, нек-рые ткани и нетканые материалы, минералы с ионными кристаллич. решётками (карбонаты, силикаты, окислы и их гидраты) и т. д. Используются в СЖО и других системах КА для разделения фаз в условиях невесомости (см., напр., *Влагоотделитель*), направленного движения жидкости (материалы для капиллярных насосов и т. н. фитильные материалы), для получения определ. ориентации движения жидкости и т. д.

ГИДРОФО́БНЫЕ МАТЕРИА́ЛЫ (от греч. hýdōr — вода и phóbos — боязнь, страх) — водоотталкивающие вещества — парафин, жиры, воски, фторопласт и т. д. Используются в СЖО и других системах КА для разделения фаз газожидкостных смесей в условиях невесомости, создания направл. движения жидкости и т. д.

ГИПЕ́РБОЛА (от греч. hyperbolē — переход, прохождение, восхождение, преобладание) — плоская кривая 2-го порядка, представляющая собой геометрическое место точек, для к-рых разность расстояний от двух заданных точек (фокусов) — величина постоянная. В *задаче двух тел* Г. является одной из возможных траекторий движения; в *динамике космического полёта* Г. используется, в частности, для аппроксимации планетоцентрич. участков межпланетных траекторий.

ГИПЕРБОЛИ́ЧЕСКАЯ СКО́РОСТЬ — скорость, превышающая *параболическую скорость*. Если в нач. момент времени скорость удовлетворяет этому условию, то *невозмущённое движение* будет гиперболическим (см. *Гиперболическое движение*).

ГИПЕРБОЛИ́ЧЕСКОЕ ДВИЖЕ́НИЕ— класс движений в *задаче двух тел*, когда траектория движения одного тела относительно другого является *гиперболой*. Движение нек-рых комет и КА, направл. к Луне и планетам, происходит по траекториям, близким к гиперболам. Поэтому при изучении движения таких КО часто за первое приближение принимают Г. д.

ГИПОКАПНИ́Я (от греч. hypó — под, ниже и kapnós — дым) — пониженное парциальное давление углекислого газа в артериальной крови. Г. возникает в тех случаях, когда выделение углекислого газа в окружающую атмосферу превышает выработку его организмом. Наблюдается при форсированном дыхании и стрессовых состояниях. Наиболее часто Г.— следствие пониженного содержания кислорода во вдыхаемом воздухе, вызывающего компенсаторное усиление вентиляции лёгких. Г. резко ухудшает кровоснабжение мозга и сердца, повышает потребление кислорода организмом с одновременным снижением отдачи кислорода гемоглобином в тканях. Для возбуждения дыхат. центра необходимо определённое напряжение (см. *Напряжение газа*) углекислого газа в артериальной крови — в среднем 5140 Па. Снижение парциального давления углекислого газа альвеолярного воздуха в 2 раза (до 2000—2630 Па) приводит к тяжёлым изменениям в организме. См. также *Газообмен в условиях разрежённой атмосферы*.

ГИПОКИНЕЗИ́Я (от греч. hypó — под, ниже и kínēsis — движение) — пониженная мышечная деятельность. Г. может быть вызвана длит. пребыванием членов экипажа в кабине КК, невесомостью, ношением снаряжения, ограничивающего возможность выполнения обычных движений. Искусств. Г., создаваемая длит. постельным режимом, широко используется для моделирования и изучения влияния на организм продолжит. невесомости. Длит. Г. может привести к *болезни гипокинезической*.

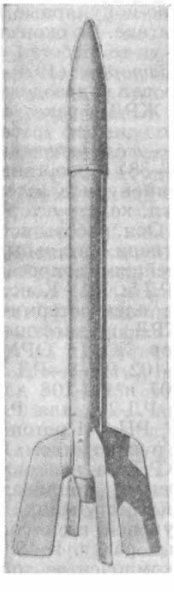
ГИПОКСИ́Я (от греч. hypó — под, ниже и позднелат. oxygenium — кислород), *кислородное голодание*, *кислородная недостаточность* — понижение содержания кислорода в тканях. Различают неск. типов Г. *Дыхательная форма* кислородной недостаточности обусловлена ухудшением артериализации (насыщения кислородом) венозной крови, поступающей в лёгкие; возможна при понижении парциального давления кислорода во вдыхаемом воздухе (см. *Газообмен в условиях разрежённой атмосферы*), гипервентиляции в условиях воздействия ускорений и иных факторов. *Гемическая* (кровяная) форма кислородной недостаточности возникает при уменьшении кол-ва кислорода, переносимого кровью, в связи со снижением её кислородной ёмкости. Может быть обусловлена поражениями кроветворной системы при радиационных воздействиях, кровопотерями, образованием карбоксигемоглобина (соединение гемоглобина с

окисью углерода), метгемоглобина (связь гемоглобина с окислителями). Циркуляторная Г. возникает вследствие нарушения кровообращения. Тканевая Г.— форма кислородного голодания, связанная с изменениями активности или инактивацией дыхат. ферментов (окислительно-восстановит. группы — дегидраз или оксидаз), вследствие чего ткани не могут использовать кислород из омывающей их крови. Может иметь место при нарушениях синтеза ферментов.

ГИПОТЕ́НЗИЯ ОРТОСТАТИ́ЧЕСКАЯ (от греч. hypó — под, ниже, лат. tensio — напряжение, давление, греч. orthós — прямой и statós — стоящий) — снижение максимального артериального давления ниже 0,014 МПа и минимального ниже 0,008 МПа, возникающее в результате активного или пассивного перемещения человека из горизонтального или сидячего положения в вертикальное. Наблюдается после длит. пребывания человека в горизонтальном положении и снижения двигательной активности. У экипажа КК может возникнуть после продолжит. пребывания в условиях невесомости.

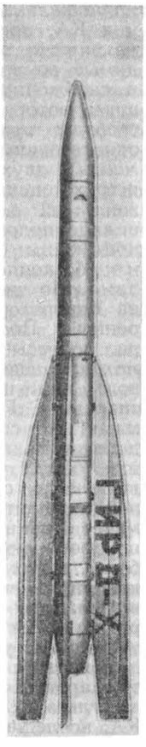
ГИПОТЕРМИ́Я (от греч. hypó — под, ниже и thérmē — тепло), охлаждение — снижение темп-ры тела человека или теплокровных животных ниже нормальной. Г. вначале сопровождается возбуждением центральной нервной системы, резким повышением обмена веществ и потребления кислорода, усилением сердечной деятельности. Однако по мере дальнейшего снижения темп-ры тела наступает выраженное торможение центральной нервной системы и замедление обмена веществ (напр., при темп-ре тела человека 31—32 °С потребление кислорода составляет 50% от нормального). Уменьшается также частота сердечных сокращений, падают артериальное давление и скорость кровотока. Такие изменения в течение известного времени полностью обратимы. Однако если темп-ра тела человека снижается до 25—20 °С, то наступают необратимые изменения. Обратимые формы глубокой Г. значительно повышают способность организма переносить критич. перегрузки, воздействие проникающей радиации и тяжёлые формы *гипоксии*.

«ГИРД-09» — первая советская экспериментальная жидкостная ракета на *гибридном ракетном топливе*, созданная в *Группе изучения реактивного движения* под руководством С. П. *Королёва* по проекту М. К. *Тихонравова*. Стартовая масса 19 кг, масса топлива 5 кг, дл. 2,4 м. *Двигатель 09* с тягой 245—320 Н работал на жидком кислороде, подаваемом в камеру давлением собств. паров, и отверждённом бензине, к-рый размещался в камере сгорания. Запуск производился с вертик. направляющих. При первом полёте 17.8.1933 достигнута выс. ~ 400 м. В 1934 «ГИРД-09» изготовлена небольшой серией (под индексом 13) и совершила ряд успешных полётов (выс. до 1500 м).



Ракета «ГИРД-09»

«ГИРД-Х» — первая советская экспериментальная ракета с ЖРД, созданная в *Группе изучения реактивного движения* под рук. С. П. *Королёва*. Исходный вариант проекта выполнен Ф. А. *Цандером*. Стартовая масса 29,5 кг, масса топлива 8,3 кг, дл. 2,2 м. *Двигатель 10* с вытеснительной подачей топлива (жидкий кислород и этиловый спирт) имел тягу 0,7—0,8 кН. Первый пуск состоялся 25.11.1933. Ракета взлетела вертикально на выс. 75—80 м. Конструкция «ГИРД-Х» получила развитие в более совершенных сов. ракетах, созданных в 1935—37.



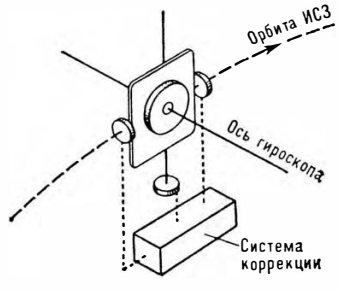
Ракета «ГИРД-Х»

ГИРОСКО́П (от греч. gýros — круг, gyréuō — кружусь, вращаюсь и skopéō — смотрю, наблюдаю) — в широком смысле слова — всякое твёрдое тело, имеющее преимуществ. вращение вокруг к.-л. оси и проявляющее связанные с этим специфич. свойства. В этом смысле Г. являются роторы турбин, винты самолётов, арт. снаряды, планеты, РН и КА, стабилизированные вращением, и т. д. В более узком значении Г.— быстро вращающийся (до сотен и тысяч оборотов в 1 с) ротор — осн. элемент гироскопич. приборов и устройств, широко применяемых в наземной и космич. технике. Быстрый Г. проявляет динамич. свойства, отличающиеся от свойств незакрученных твёрдых тел: под действием постоянного момента его ось движется (прецессирует) не равноускоренно, а равномерно; прецессия оси Г. происходит в плоскости, перпендикулярной плоскости приложенного момента; при отсутствии внеш. момента ось Г. сохраняет неизменное положение относительно неподвижных звёзд (движение по инерции отсутствует). По терминологии теории автоматич. регулирования свойства быстрого Г. приближаются к свойствам идеального (безынерционного) интегрирующего звена.

Большинство приложений Г. связано с задачей управления движущимися объектами. Осн. применения Г. на РН и КА: фиксация определ. направления в пространстве (см. *Свободный гироскоп*, *Гироскопическая вертикаль*, *Гироскопическая орбита*) или одновременно нескольких направлений, т. е. построение на борту РН и КА к.-л. системы координат (см. *Гироскопическая стабилизированная платформа*); измерение нек-рых величин, используемых при управлении движением РН и КА (см. *Гироскопический интегратор*); создание управляющих моментов, приложенных к РН и КА, т. е. работа в роли исполнит. органов в системах ориентации (см. *Гироскопические силовые стабилизаторы*).

ГИРОСКОПИ́ЧЕСКАЯ ВЕРТИКА́ЛЬ — гироскопический *датчик позиционный*, используемый в каналах крена и тангажа систем *орбитальной ориентации* искусственных спутников (ИС). Простейшая Г. в. включает трёхстепенной гироскоп и систему коррекции, совмещающую его ось с направлением на центр планеты, вокруг к-рой движется ИС. Углы тангажа и крена отсчитываются в виде электрич. сигналов на датчиках угла гироскопа и используются далее для управления соответствующими цепями системы ориентации. Система коррекции Г. в. управляется сигналами *построителя вертикали*, установл. на ИС; роль гироскопа состоит в фильтрации случайных знакопеременных ошибок построителя вертикали, т. е. в повышении точности ориентации. Наряду с этим становится возможным периодич. выключение построителя вертикали на более или менее продолжит. срок, необходимое для экономии энергии и по др. причинам. В такие периоды Г. в. не корректируется и работает в режиме «памяти». Вместо трёхстепенного гироскопа Г. в. может включать и более сложные устройства, напр. *гироскопические стабилизированные платформы*. Особенность космич. Г. в.— использование в её составе радиолокац., ИК и др. построителей вертикали, устанавливаемых на корпусе ИС. В связи с этим она сложнее самолётных и мор. Г. в., корректируемых от маятников или уровней, входящих в конструкцию гироскопич. системы; использование подобных устройств в космич. Г. в. невозможно из-за условий невесомости.

ГИРОСКОПИ́ЧЕСКАЯ ОРБИ́ТА — гироскопический *датчик позиционный*, используемый в каналах курса или крена системы *орбитальной ориентации* искусственных спутников (ИС). Простейшая, однороторная Г. о. состоит из трёхстепенного гироскопа с системой коррекции. Воздействуя на гироскоп с помощью моментных датчиков или спец. упругих связей, она выставляет ось гироскопа по нормали к плоскости орбиты ИС, после чего углы курса или крена отсчитываются в виде электрич. сигналов непосредственно на датчиках угла гироскопа. Двухроторная Г. о. включает 2 гироскопа и систему коррекции, приводящую их оси в плоскость орбиты. Т. о., в обоих



случаях Г. о. строит на борту ИС плоскости его орбиты, с чем связано её название. В режиме Г. о. могут работать и более сложные устройства, напр. *гироскопические стабилизированные платформы*, при соответствующем управлении ими. Использование Г. о. на ИС возможно лишь в комбинации с позиц. датчиками др. вида. Типичными сочетаниями являются: *построитель вертикали*, управляющий каналами крена и тангажа, и Г. о., управляющая каналом курса; построитель направления вектора скорости ИС (напр., *ионный датчик*

Дж. Гленн

В. П. Глушко

ориентации), управляющий каналами курса и тангажа, и Г. о., управляющая каналом крена. Использование Г. о. любого типа для управления по каналам курса и крена невозможно. Г. о. может работать не только на ИС, но также на любых КА, ориентируемых в регулярно вращающейся системе отсчёта, напр. на КА, вращающихся на гибкой сцепке вокруг общего центра масс для создания искусств. тяжести, на двух сближающихся КА, ориентируемых относительно плоскости вращения, соединяющей их линии визирования, и т. д. Гл. достоинства Г. о.— независимость от внеш. ориентиров и возможность её размещения в любой точке внутри КА.

ГИРОСКОПИ́ЧЕСКАЯ СТАБИЛИЗИ́РОВАННАЯ ПЛАТФО́РМА — основной командный прибор в *инерциальных системах управления* РН. Используется также на многих КА. Центральной частью Г. с. п. служит *стабилизированная платформа*, угловое положение к-рой относительно заданных направлений в пространстве удерживается неизменным с высокой точностью или изменяется по строго заданной программе либо непосредственно силой реакций *гироскопов* (в т. н. силовых Г. с. п.), либо путём управления положением площадки с помощью прецизионных следящих систем. В последнем случае в Г. с. п. широко применяются интегрирующие *поплавковые гироскопы*. Различают двухстепенные Г. с. п., удерживающие по заданному направлению лишь одну ось площадки, и трёхстепенные Г. с. п., выполняющие эту задачу для всех трёх её осей. Помимо гироскопов, число к-рых в зависимости от типа и назначения Г. с. п. колеблется от 2 до 6, в состав Г. с. п. входят стабилизирующие приводы (разгрузочные или следящие), программные приводы, преобразователи координат, датчики угла и момента и др. электромеханич. и электронные устройства. Ошибки (уход) совр. Г. с. п. имеют порядок десятых долей углового градуса в 1 ч и меньше.

Г. с. п. инерциальных систем несут на себе *акселерометры* или *интеграторы линейных ускорений*, измеряющие *кажущееся ускорение* или *кажущуюся скорость* РН или КА в строго определ. направлениях, задаваемых положением Г. с. п. Используются Г. с. п. также и для стабилизации разл. оптич. приборов или остронаправл. антенн. В системах *ориентации* Г. с. п. могут служить для измерения угловых координат КА, работая совместно с *датчиками ориентации* в качестве фильтров знакопеременных ошибок этих датчиков, выполнять роль датчиков памяти и т. д.

ГИРОСКОПИ́ЧЕСКИЕ СИЛОВЫ́Е СТАБИЛИЗА́ТОРЫ космического аппарата — *инерционные исполнительные органы* системы ориентации КА, представляющие собой осесимметричные роторы (*гироскопы*), приводимые во вращение электродвигателями и снабжённые подвесами, обеспечивающими роторам различное число степеней свободы относительно КА. Различают одностепенные (см. *Реактивные маховые массы*), двухстепенные (т. н. гиродины) и трёхстепенные Г. с. с. Существуют также Г. с. с. с ротором, выполненным в виде полой сферы, снабжённым бесконтактным (магнитным) подвесом и тремя бесколлекторными электродвигателями. По числу роторов Г. с. с. делятся на однороторные и двухроторные (спаренные). Последние включают два ротора, подвесы к-рых связаны с помощью механич. передач ленточного, рычажного или иного типа. Двухстепенные спаренные Г. с. с. наз. гироскопич. рамами. По способу управления Г. с. с. делятся на активные и пассивные. Первые более универсальны и позволяют выполнять сложные программы управления ориентацией КА. Пассивные Г. с. с. менее гибки по своим возможностям, но проще по конструкции и, в среднем, более экономичны. Г. с. с., образующие исполнит. часть системы ориентации, включают 1—6 и более одинаковых или разнотипных гироскопов.

Создание управляющего момента, приложенного к КА, достигается изменением суммарного кинетич. момента (момента импульса) всех Г. с. с., установленных на КА; последнее, в свою очередь, осуществляется изменением частоты вращения роторов Г. с. с. или изменением углового положения их гл. осей; возможна также комбинация обоих этих методов. Помимо электродвигателей и датчиков момента, решающих эту задачу, в состав Г. с. с. входят датчики угла, тахогенераторы и др. электромеханич. устройства. С технич. стороны мн. типы Г. с. с. представляют собой сложные гироскопич. системы, обладающие высокой точностью и стабильностью характеристик; поэтому их функции в системах ориентации более разнообразны, чем у ракетных микродвигателей. Так, напр., в отдельных режимах они способны выполнять функции датчиков памяти ориентации КА, *датчиков угловой скорости*, функции автономных (т. е. не нуждающихся в командных сигналах) демпферов колебаний КА (напр., в *полупассивных системах управления ориентацией* КА, при *стабилизации вращением* КА и т. д.).

Управление ориентацией КА с помощью Г. с. с. не требует затрат *рабочего тела*, что особенно ценно для орбитальных станций, ИСЗ связи и др. КА, нуждающихся в длит. ориентации. По той же причине Г. с. с. широко применяются на КА, совершающих большое число *программных поворотов*. Другой важной особенностью Г. с. с. является в ряде случаев слабая зависимость потребляемой ими электроэнергии бортовых источников от ошибок ориентации КА. Последнее обусловливает применение Г. с. с. на КА, требующих высокой точности ориентации (напр., астрофизических).

Особенность работы Г. с. с. состоит в необходимости их разгрузки (см. *Гашение кинетического момента*).

ГИРОСКОПИ́ЧЕСКИЙ ИНТЕГРА́ТОР — один из наиболее распространённых типов *интегратора линейных ускорений*. В Г. и. сила инерции, развивающаяся при ускоренном движении КА, преобразуется в момент, приложенный к гироскопу со строго тарированной скоростью вращения; мерой *кажущейся скорости* служит угол поворота (прецессии) гироскопа, накапливающийся под действием этого момента.

ГЛАЗКО́В Юрий Николаевич (р. 1939)— космонавт СССР, полковник, Герой Сов. Союза (1977), лётчик-космонавт СССР (1977), канд. технич. наук (1974). Чл. КПСС с 1966. После окончания в 1962 Харьковского высшего воен. авиац. инж. уч-ща служил в ВВС. С 1965 в отряде космонавтов. 7—25 февр. 1977 совм. с В. В. *Горбатко* совершил полёт на КК «Союз-24» (в качестве бортинженера) и на орбит. станции «Салют-5». Полёт продолжался 17 сут 17 ч 25 мин 58 с. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР, Почётный диплом им. В. М. Комарова (ФАИ). Награждён орденом Ленина и медалями. Почётный гражданин городов Калуга, Кустанай, Терек, Гагарин, Джезказган (СССР), Познань (ПНР). Портрет на стр. 85.

ГЛЕННН (Glenn) Джон (р. 1921) — космонавт США, полковник морской пехоты в отставке. В 1943 окончил лётную школу Авиац. тренировочного центра ВМС в Техасе, после чего служил в разл. частях ВМС. В 1954 окончил школу лётчиков-испытателей в шт. Мэриленд, в 1961 — колледж Маскингема. В 1957 осуществил беспосадочный трансконтинентальный полёт на сверхзвуковом самолёте, установив рекорд скоростного перелёта. С 1959 в группе космонавтов НАСА. 20.2.1962 первым совершил полёт на КК «Меркурий» (МА-6), к-рый продолжался 4 ч 55 мин 23 с. С 1964 — в отставке. Почётный чл. Междунар. федерации астронавтики. Междунар. пр. Галабера по астронавтике. Награждён золотой медалью НАСА «За выдающиеся заслуги», Почётной медалью конгресса США по космонавтике. В 1974 избран сенатором от демократич. партии (шт. Огайо).

ГЛУШКО́ Валентин Петрович (р. 1908)— советский учёный в области ракетно-космической техники; один из пионеров ракетно-космической техники; основоположник отечественного жидкостного ракетного двигателестроения; акад. АН СССР (1958; чл.-корр. 1953), дважды Герой Социалистич. Труда (1956, 1961). Чл. КПСС с 1956. В 1921 начал интересоваться вопросами космонавтики, с 1923 переписывался с К. Э. Циолковским, с 1924 публиковал научно-популярные и науч. работы по космонавтике. По окончании учёбы в Ленингр. ун-те работал в *Газодинамической лаборатории* (1929—1933), где в 1929 сформировал подразделение по разработке ЭРД, ЖРД и ракет на жидком топливе, продолжившее работу в *Реактивном научно-исследовательском институте* (1934—38) и реорганизованное в ОКБ (1941), именуемое затем *ГДЛ— ОКБ* (в 1941—74 гл. конструктор). С 1974 ген. конструктор. Осн. работы посвящены теоретич. и экспериментальным исследованиям по важнейшим вопросам создания и развития ЖРД и КА. Конструктор первого в мире электротермич. РД, первых отечеств. ЖРД, жидкостных ракет РЛА. Конструктор ЖРД: ОРМ, ОРМ-1— ОРМ-70, -101, -102, РД-1—РД-3, РД-100 — РД-103, РД-107 и РД-108 для РН «Восток», РД-119 и РД-214 для РН «Космос», РД-253 для РН «Протон», РД-301 и мн. др. Под руководством Г. разработаны мощные ЖРД на низкокипящих и высококипящих топливах, используемые на первых ступенях и большинстве вторых ступеней всех сов. РН и мн. дальних боевых ракет. В 1930 предложил в качестве компонентов топ-

лива ЖРД азотную кислоту, растворы четырёхокиси азота в азотной кислоте, тетранитрометан, перекись водорода, хлорную кислоту, бериллий (с водородом и кислородом), порох с бериллием, разработал профилированное сопло и теплоизоляцию камеры сгорания двуокисью циркония. В 1931 предложил хим. зажигание и самовоспламеняющееся топливо, карданный подвес ЖРД для управления полётом ракеты. В 1931—33 разработал агрегаты для подачи топлива в ЖРД — поршневой, турбонасосный с центробежными насосами и мн. др. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР (1958), диплом им. Поля Тиссандье (ФАИ). Действит. чл. Междунар. академии астронавтики (1976). Деп. Верх. Совета СССР 7—11-го созывов. Чл. ЦК КПСС с 1976. Ленинская пр. (1957), Гос. пр. СССР (1967, 1984). Награждён 5 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, орденом Трудового Красного Знамени и медалями. Почётный гражданин городов Одесса, Калуга, Элиста и др. Бронзовый бюст и мемориальная доска установлены в Одессе.

ГОД — единица времени, определяемая периодом обращения Земли вокруг Солнца, т. е. промежутком времени, в течение к-рого Солнце видимым образом завершает полный круг по небесной сфере. Тропический Г.— промежуток времени между двумя последоват. прохождениями центра Солнца через ср. точку весеннего равноденствия, соответствующий 365,2422 ср. солнечных суток и уменьшающийся в нашу эпоху на 5 с в тысячелетие. Звёздный (сидерический) Г.— время полного оборота Солнца по небесной сфере относительно неподвижных звёзд, соответствующее 365,2564 ср. солнечных суток. Аномалистический Г.— время между 2 последоват. прохождениями Земли через *перигелий*, соответствующее 365, 2596 ср. солнечных суток. Драконический Г.— время между двумя последоват. прохождениями Солнца через один и тот же (восходящий или нисходящий) узел лунной орбиты, соответствующее 346,6201 средних солнечных суток. Галактический Г.— период обращения Солнца вокруг центра Галактики, составляющий ~230 млн. лет.

Г., содержащий целое число суток, наз. календарным. По продолжительности он должен быть близок к тропич., поскольку последний соответствует периоду, в течение к-рого происходит смена времён Г. При построении календарей эта близость достигается чередованием лет короче тропич. на его дробную часть суток (простые годы, содержащие 365 сут) и Г. длиннее тропич., содержащего 366 сут (високосный год). В юлианском календаре (старый стиль), где чередуются 3 простых Г. с одним високосным, ср. продолжительность Г. равна 365,25 сут. В григорианском календаре (новый стиль) високосными считаются те Г., числа к-рых делятся без остатка на 4 (за исключением лет, у к-рых числа оканчиваются двумя нулями; однако если число сотен делится на 4, то такие годы также считаются високосными), продолжительность Г. равна 365,2425 сут.

Поскольку начало календарного Г. связано с полуночью, к-рая наступает на каждом меридиане в разл. время, введён бесселев фиктивный Г., началом к-рого считается всегда близкий к началу календарного Г. и общий для всей Земли момент, когда прямое восхождение ср. экваториального Солнца равно 18 ч 40 мин.

ГО́ДДАРД (Goddard) Роберт Хатчингс (1882—1945) — американский учёный, один из пионеров космонавтики; положил начало созданию жидкостных ракет. После окончания в 1908 Вустерского политехнич. ин-та преподавал физику в этом же ин-те, затем в Кларкском ун-те (Вустер). В 1911 ему присвоена степень доктора наук.

Начав с юношеских лет поиск путей достижения внеземных миров, Г. пришёл вслед за К. Э. Циолковским к идее создания высотной и космич. ракет (1909); эта идея сформировалась окончательно в 1913—14. К этому времени относятся заявки Г. на изобретение ракетных ЛА и рукопись, опубликованная в 1919 под назв. «A Method of Reaching Extreme Altitudes» («Метод достижения экстремальных высот»). Это была первая зарубежная публикация, посвящённая науч. обоснованию ракеты на хим. топливе как средства осуществления космич. полёта. Ракета Г. основывалась на следующих принципах: использование многоступенчатой схемы, размещение топлива вне камеры сгорания, сжигание топлива при высоком давлении с расширением газа в сверхзвуковом сопле. Ракета могла работать на высококалорийном жидком топливе или бездымном порохе. В 1915—1916 Г. провёл эксперименты по сжиганию мелкозернистого бездымного пороха в небольших камерах, подтвердившие возможность получения реактивной струи с большой скоростью. В 1917 приступил к разработке малой модели высотной пороховой ракеты на средства, выделенные Смитсоновским ин-том. Создание высотной ракеты Г. рассматривал как шаг на пути к космич. ракете. В конце первой мировой войны 1914—18 Г. занимался разработкой боевых пороховых ракет в Пасадене (шт. Калифорния). В 1916—17 под рук. Г. проводились эксперименты, подтвердившие возможность создания электростатич. РД. В 1921 Г. испытал ЖРД на кислородно-эфирном топливе. 16.3.1926 Г. произвёл впервые в мире пуск жидкостной ракеты, к-рая достигла выс. 12,5 м и упала на расстоянии 56 м от места старта; полёт продолжался 2,5 с. В 1960 на этом месте (Оберн, шт. Массачусетс) установлен обелиск. Над созданием ракет Г.

Р. Годдард

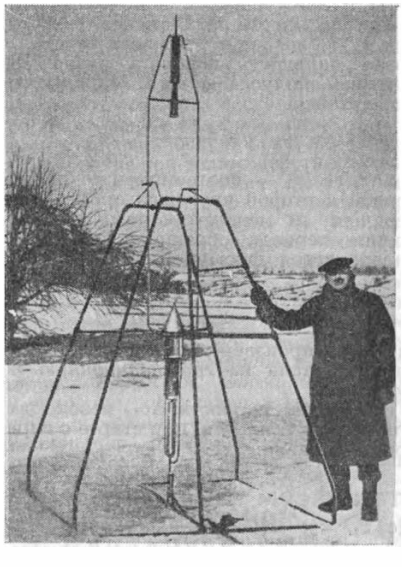
В. Гоман

работал до кон. 1941, пользуясь субсидиями частных орг-ций и фондов. Все ракеты Г. работали на кислородно-бензиновом топливе. Впервые в практике ракетостроения Г. были применены ТНА для подачи топлива в камеру ЖРД, газовые рули и гироскопич. системы для управления полётом, установлена науч. аппаратура на ракете и др. На последнем этапе работ Г. стартовая масса его ракет достигла 350 кг, а тяга ЖРД — 4,4 кН, однако из-за различных неполадок высота подъёма ракет не превысила 3 км.

С сент. 1941 группа Г. работала по воен. контрактам над созданием авиац. ЖРД и их узлов.

Наряду с конструкторской деятельностью Г. занимался исследованиями, связанными с использованием электромагнитной энергии для создания новых видов наземного транспорта, проблемами космонавтики и др. Предложения Г. получили отражение в 214 патентах, половина к-рых оформлена после его смерти (после изучения архива Г.). В 1970 вышло трёхтомное собрание сочинений Г., явившееся результатом обработки его наследия («The Papers of Robert H. Goddard», N. Y., 1970). Имя Г. присвоено Центру космич. полётов НАСА (Гринбелт, шт. Мэриленд) и кратеру на Луне. На одном из зданий Вустерского политехнич. ин-та установлена мемориальная доска (1965). В 1959 конгрессом США учреждена медаль Г. В Розуэлле имеется музей его имени.

Р. Годдард перед пуском первой ракеты с ЖРД (16 марта 1926)



ГО́ДДАРДА МЕДА́ЛЬ — золотая настольная медаль. Учреждена в 1959 конгрессом США для награждения лиц, работы к-рых способствуют развитию ракетостроения.

Медаль имени **Р.Годдарда**

«ГОЕС» (англ. GOES, сокр. от Geostationary Operational Environmental Satellite — геостационарный эксплуатационный спутник для исследования среды) — см. «*СМС*».

ГОЛОВНА́Я ЧАСТЬ космическая — включает КА и *головной обтекатель* (иногда также др. элементы, напр. разгонный блок, ДУ системы аварийного спасения **КК**). Сложные Г. ч. могут содержать неск. КА. Отделение элементов Г. ч. происходит на разных этапах полё-

та: головного обтекателя — на активном участке, КА — после выведения на орбиту; иногда КА отделяется на активном участке (напр., при выводе в космос ИСЗ «Электрон» один из них отделялся на активном участке, а другой — после выключения двигателей последней ступени РН, что обеспечивало выведение спутников на орбиты с существенно различными параметрами). Мн. РН серии «Космос» выводили по 8 ИСЗ.

ГОЛОВНО́Й ОБТЕКА́ТЕЛЬ — элемент конструкции РН, образующий обтекаемую поверхность её передней части; предназначен для защиты КА (в отдельных случаях и последней ступени РН) от аэродинамического и теплового воздейст-

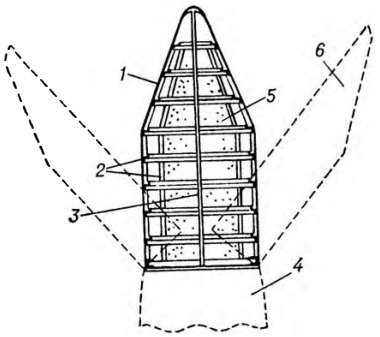
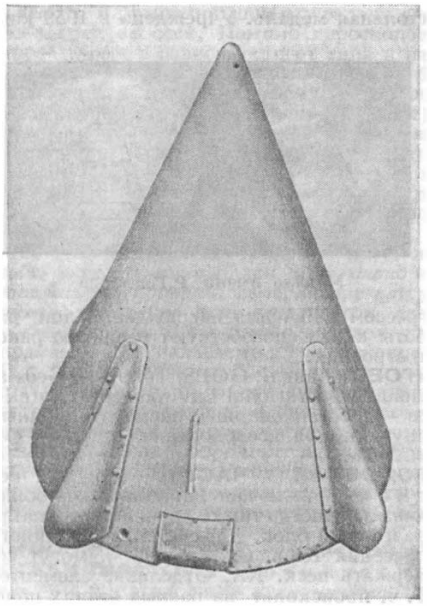


Схема головного обтекателя: *1* — оболочка; *2* — силовой набор (шпангоуты и стрингеры); *3* — стык секций обтекателя; *4* — последняя ступень РН; *5* — полезный груз — КА (показан условно); *6* — положение секции обтекателя при разделении

вий при движении ракеты в плотных слоях атмосферы (на участке выведения). Г. о. имеет форму конуса, переходящего в цилиндр, и состоит из тонкостенной оболочки, усиленной с внутр. стороны продольным и поперечным силовым набором. Различают Г. о. моноблочного ис-

Головной обтекатель первого ИСЗ



полнения с единой силовой конструкцией (отделение производится после выведения КА на орбиту) и Г. о. секционного исполнения, разделяющийся на неск. элементов. Последняя схема позволяет осуществить сброс Г. о. на активном участке (при действии перегрузок) и получила наиболее широкое распространение. Г. о. такого типа состоит из 2—4 продольных секций, соединённых между собой по образующей элементами силовой связи (механич. замки, пироболты или пирозамки). Чтобы возмущения на систему управления РН были минимальными, секции разделяются по симметричной схеме с одновременным раскрытием стыков между секциями (обеспечивается объединением пирозамков коллектором, использованием общих тяг для механич. замков и т. п.). Перед отделением Г. о. секции разворачиваются с помощью системы толкателей (пружинных, пневматических, пиротолкателей) или РДТТ и секциям сообщается скорость в направлении от корпуса ракеты. На Г. о. находятся элементы системы аварийного спасения и датчики системы радиотелеметрич. контроля. В отд. случаях для обеспечения радиосвязи с КА при предстартовой подготовке и на активном участке на Г. о. устанавливаются выносные антенны.

ГО́МАН (Hohmann) Вальтер (1880—1943) — немецкий учёный в области механики космического полёта. Окончил Высшую технич. школу в Мюнхене (1904), работал архитектором, с 1914 занимался теоретич. вопросами межпланетных полётов. В 1925 опубликовал труд «Возможность достижения небесных тел» («Die Erreichbarkeit der Himmelskörper») — первый в теории космонавтики, посвящённый расчётам траекторий межпланетных полётов. Приняв в качестве допущения, что орбиты планет круговые, и не учитывая действия полей притяжения планет, установил, что оптимальными с точки зрения затрат энергии являются переходы по эллипсам, касающимся орбит планет (т. н. эллипсы Г.). В работе рассмотрены вопросы динамики полёта при подъёме и спуске КК в атмосфере Земли и спуске на др. планеты, а также орбит. полёта. Именем Г. назв. кратер на Луне. Портрет на стр. 89.

ГО́МАНА Э́ЛЛИПС — траектория перелёта с минимальной *характеристической скоростью* между двумя планетами, имеющими компланарные круговые орбиты и движущимися в поле центрального тела массой M. В апсидальных точках Г. э. касается круговых орбит. Угловая дальность перелёта равна 180°. Большая полуось a Г. э. определяется формулой:

$$a=\frac{r_1+r_2}{2},$$

где r_1 и r_2 — соответственно радиусы первой и второй круговых орбит. Время перелёта Δt между орбитами равно половине периода обращения по Г. э. и определяется формулой:

$$\Delta t=\frac{\pi}{\sqrt{\mu}}\cdot a^{3/2},$$

где μ — произведение массы M центрального тела на *гравитационную постоянную*.

Изменение скорости Δv_1, необходимое для перехода на Г. э. при старте с первой орбиты, равно:

$$\Delta v_1=|\,v_{1г}-v_1^{кр}\,|,$$

где $v_{1г}=v_1^{кр}\sqrt{\frac{2r_2}{r_1+r_2}}$ — скорость движения по Г. э. при старте с первой орбиты, $v_1^{кр}=\sqrt{\frac{\mu}{r_1}}$ — скорость на первой орбите.

Изменение скорости Δv_2, необходимое для перехода с Г. э. на вторую орбиту, равно:

$$\Delta v_2=|\,v_{2г}-v_2^{кр}\,|,$$

где $v_{2г}=v_2^{кр}\sqrt{\frac{2r_1}{r_1+r_2}}$ — скорость движения по Г. э. при сближении со второй орбитой; $v_2^{кр}=\sqrt{\frac{\mu}{r_2}}$ — скорость на второй орбите.

Траектории такого типа впервые опубликованы в книге Hohmann W., Die Erreichbarkeit der Himmelskörper, Munich, 1925. См. также *Траектории полёта к планетам*.

ГОМЕОСТА́ЗИС, гомеостаз (от греч. hómoios — подобный, одинаковый и stásis — состояние, неподвижность) — динамическое поддержание относительного постоянства физиологических констант: температуры тела (изотермия), pH крови (изопония), обменных процессов, концентрации сахара в крови, артериального давления (изотония) и др. основных жизненно важных физиологических функций организма. Понятие Г. широко используется при рассмотрении механизмов физиол. регулирования. На основе принципов Г. в космич. медицине осуществляются поиски путей и средств создания искусств. условий обитания человека в длит. космич. полёте.

ГОМОГЕ́ННОЕ ТВЁРДОЕ РАКЕ́ТНОЕ ТО́ПЛИВО — то же, что *коллоидное твёрдое ракетное топливо*.

ГОМОСФЕ́РА (от греч. homós — равный, одинаковый и sphaira — шар) — область атмосферы на высотах от поверхности Земли примерно до *мезопаузы* (80—90 км), включающая *тропосферу*, *стратосферу* и *мезосферу*; характеризуется (благодаря перемешиванию за счёт турбулентностей, струйных течений и т. п.) практически постоянным составом основных компонентов воздуха и неизменной средней молекулярной массой воздуха.

ГОРБАТКО́ Виктор Васильевич (р. 1934), космонавт СССР, генерал-майор авиации (1983), дважды Герой Сов. Союза (1969, 1977), лётчик-космонавт СССР (1969). Чл. КПСС с 1959. Окончил Батайское воен. авиац. уч-ще лётчиков (1956), проходил службу в ВВС. В 1960—1978 в отряде космонавтов. В 1968 окончил Военно-возд. инж. академию им. Н. Е. Жуковского. 12—17 окт. 1969 совм. с А. В. *Филипченко* и В. Н. *Волковым* совершил полёт на КК «Союз-7» (в качестве инженера-исследователя) длительностью 4 сут 22 ч 40 мин 23 с, при к-ром его корабль выполнил групповой полёт с КК «Союз-6» и «Союз-8». 7—25 февр. 1977 совм. с Ю. Н. *Глазковым* совершил полёт на КК «Союз-24» (в качестве командира) и на орбит. станции «Салют-5». Полёт продолжался 17 сут 17 ч 25 мин 58 с. 23—31 июля 1980 совм. с *Фам Туаном* совершил полёт на КК «Союз-37» (в качестве командира) и на орбит. станции «Салют-6» (осн. экипаж: Л. И. *Попов*, В. В. *Рюмин*) с пристыкованным к ней КК «Союз-36». Возвратился на Землю на КК «Союз-36». Полёт продолжался 7 сут 20 ч 42 мин. За 3 рейса в космос налетал 30 сут 12 ч 48 мин 21 с. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР. Награждён 3 орденами Ленина, орденом Красной Звезды, медалями, а также

иностр. орденами. Г. присвоены звания Герой МНР, Герой Труда СРВ. Почётный гражданин городов Калуга, Гагарин, Краснодар, Горячий Ключ, Армавир, Апшеронск, Караганда, Аркалык, Кустанай, Тирасполь, Терек (СССР), Смолян, Сливен (НРБ), Чойбалсан (МНР).

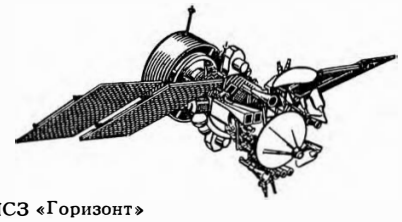
ГО́РДОН (Gordon) Ричард (р. 1929)— космонавт США, капитан 1-го ранга ВМС в отставке. В 1951 окончил Вашингтонский ун-т, получив степень бакалавра наук по химии. Начал службу в мор. авиации в 1953. Затем проходил подготовку в школе, готовящей пилотов для полётов в любых метеоусловиях, что считалось необходимым видом тренировки для освоения реактивных самолётов. Впоследствии был назначен в эскадрилью всепогодных бомбардировщиков, базирующихся на военно-мор. авиац. базе в Джэксонвилле (шт. Флорида). В 1957—1960 проходил подготовку в школе лётчиков-испытателей мор. авиации в Патаксент-Ривер (шт. Мэриленд). Затем был слушателем Высшей школы ВМС в Монтерее (шт. Калифорния). С 1963 в группе космонавтов НАСА. 12—15 сент. 1966 совм. с Ч. *Конрадом* совершил полёт на КК «Джемини-11» (в качестве второго пилота). КК сблизился и соединился тросом с ракетой-мишенью «Аджена-11», при помощи двигателя к-рой была достигнута рекордная высота в апогее—1370 км. Г. дважды выходил из кабины для выполнения проверки возможности выполнения ручных работ в открытом космосе (общее время 2 ч 44 мин). Полёт продолжался 2 сут 23 ч 17 мин 8 с. 14—24 ноября 1969 совм. с Конрадом и А. *Бином* совершил полёт к Луне в качестве пилота осн. блока КК «Аполлон-12», на к-ром сделал 44 оборота вокруг Луны. Полёт продолжался 10 сут 4 ч 36 мин 25 с. За 2 рейса в космос налетал 13 сут 3 ч 53 мин 33 с. Обладатель приза Бендикса, полученного за полёт из Лос-Анджелеса в Нью-Йорк в мае 1961, во время к-рого были установлены рекорды скорости и длительности трансконтинентального перелёта. Пр. им. Р. Годдарда Нац. космич. клуба США. Награждён золотой медалью НАСА «За исключительные заслуги». С 1972 в отставке. Работает в фирме John W. Mecom Co. (Хьюстон).

ГОРЕ́НИЯ НЕУСТО́ЙЧИВОСТЬ в ракетном двигателе — см. *Неустойчивость рабочего процесса.*

ГОРИЗО́НТ [от греч. horízōn (horízontos), букв.— ограничивающий] — часть земной поверхности, видимая глазом наблюдателя на земной поверхности. Истинным Г. наз. большой круг *небесной сферы*, плоскость к-рого пересекает центр Земли перпендикулярно отвесу, проходящему через точку наблюдения. Физическим Г. (иногда его также наз. видимым) наз. границу части земной поверхности, доступной для обозрения; физ. Г. представляется как граница Земли и неба, форма к-рой зависит от местных условий. Плоскость видимого Г. пересекает под прямым углом отвес в самой точке наблюдения. Разность в высотах небесных светил (относящихся к Солнечной системе), определённых относительно плоскостей истинного и видимого Г., равна горизонтальному *параллаксу* небесного светила. Для наблюдений звёзд эта разность равна нулю и понятия Г. совпадают. Искусственным Г. наз. точно горизонтальную отражающую поверхность, к-рая чаще всего создаётся в виде поверхности ртути, помещённой в плоский сосуд (ртутный Г.). С помощью искусств. Г. определяется точное направление зенит — надир.

«ГОРИЗО́НТ» — наименование советских связных ИСЗ для обеспечения круглосуточной дальней телефонно-телеграфной радиосвязи и передачи ТВ программ на станции систем «*Орбита*», «*Москва*», а также для использования в международной системе спутниковой связи «*Интерспутник*». Масса ИСЗ ~ 2 т, размах панелей с СБ ~ 10 м.

ИСЗ имеет трёхосную систему точной ориентации на Землю, системы энергоснабжения (с независимым наведением и слежением СБ за Солнцем), терморегулирования, радиотелеметрич. систему для передачи на Землю данных о работе бортовых систем, радиосистему для точного измерения параметров орбиты и управления ИСЗ, систему коррекции орбиты. На борту ИСЗ «Г.» установлена многоствольная ретрансляц. аппаратура, работающая в сантиметровом диапазоне длин волн. Мощность, подводимая к антеннам



ИСЗ «Горизонт»

ретрансляторов ИСЗ, 7—40 Вт. Через ИСЗ «Г.» в 1980 транслировались ТВ передачи из Советского Союза с мест проведения спортивных состязаний Игр XXII Олимпиады. Запуски ИСЗ «Г.», выведенных на близкие к стационарной круговые орбиты, см. в табл. ИСЗ «Г.» выводятся на орбиту 4-ступенчатой РН «Протон». Г. имеет международный регистрационный индекс «Стационар».

Запуски ИСЗ «Горизонт»

Международный регистрационный индекс	Дата запуска	Параметры орбиты		
		высота круговой орбиты, км	период обращения, ч	наклонение, град.
«Стационар-4»	6. 7.1979	36 300	24 ч 23 мин	0,8
«Стационар-5»	28.12.1979	36 550	24 ч 37 мин	0,8
«Стационар-4»	14. 6.1980	36 515	24 ч 33 мин	0,8
«Стационар-5»	15. 3.1982	36 320	24 ч 23 мин	0,7
«Стационар-6»	20.10.1982	35 800	23 ч 57 мин	0,8
«Стационар-4»	1. 7.1983	36 600	24 ч 39 мин	1,3
«Стационар-5»	30.11.1983	35 850	23 ч 59 мин	1,4

ГОРЮ́ЧЕЕ — компонент *химического ракетного топлива*, состоящий преимущественно из горючих элементов и вступающий в химическую реакцию окисления (горения) при взаимодействии с окислителем. В космич. технике используются жидкие Г. (входят в состав жидких ракетных топлив) и твёрдые Г. (входят в смесевые твёрдые ракетные топлива). Из жидких Г. наиболее распространены *углеводородные горючие*, *азотсодержащие горючие* и *водород жидкий*. Огранич. применение имеют *металлоорганические горючие*. Перспективно использование в качестве Г. *бороводородов* и лёгких металлов — *бериллия*, *алюминия*, лития и их гидридов, обладающих большой теплотой сгорания (см. *Металлсодержащее топливо*). В зарядах смесевого твёрдого топлива Г. выполняет также функцию *связующего*.

ГОСУДА́РСТВЕННЫЙ МУЗЕ́Й ИСТО́РИИ КОСМОНА́ВТИКИ имени К. Э. Циолковского — см. *Музеи космонавтики и ракетно-космической техники.*

В. В. Горбатко

Р. Гордон

«ГП» (англ. GP, сокр. от Gravity Probe— зонд для исследования тяготения) — наименование американского высотного зонда для регистрации одного из эффектов, предсказанных общей теорией относительности: повышение частоты стандарта частоты по мере ослабления гравитац. поля (при удалении зонда от Земли). Масса зонда 106 кг, дл. 1,14 м, диам. 0,96 м. На нём был установлен водородный стандарт частоты ($1{,}42 \cdot 10^9$ Гц), синхронизированный с аналогичным стандартом частоты на Земле. Нестабильность бортового стандарта 10^{-15}, погрешность синхронизации $5 \cdot 10^{-5}$. Зонд «ГП» был запущен 18.6.1976 РН «Скаут» на выс. ~ 10 000 км. Полёт продолжался 2 ч.

ГРАВИМЕ́ТРИЯ (от лат. gravis — тяжёлый и греч. metréō — измеряю) — раздел науки об измерении величин, характеризующих *гравитационное поле Земли*, и об использовании их для определения фигуры Земли, изучения её внутреннего строения, геологического строения её верхних частей. Г. изучает также гравитац. поля Луны и планет Солнечной системы. Гравитац. поле чаще всего характеризуется ускорением свободного падения, к-рое определяется притяжением масс планеты и центробежной силой, обусловленной её суточным вращением. Последнее вызывает уменьшение веса всех вращающихся с Землёй масс, пропорциональное расстоянию этих масс от оси вращения. Ускорение свободного падения измеряется гравиметрами и маятниковыми приборами.

Гравиметрами и маятниковыми приборами производятся относит. измерения ускорения свободного падения, т. е. определяются приращения ускорения свободного падения между определяемым пунктом и нек-рым исходным, где известно его абс. значение. Абс. измерения сопряжены с большими технич. трудностями, поэтому они выполнены только в небольшом числе пунктов. В качестве осн. исходного пункта мировой гравиметрич.

съёмки принят сейчас один из них, а именно пункт в Потсдаме, где ускорение свободного падения равно 9,812 74 м/с². Вследствие ошибочности потсдамских измерений на $1{,}4\cdot10^{-4}$ м/с² Междунар. геодезич. ассоциацией принята рекомендация перехода на новую систему, основанную на большом числе новых абс. определений. Для решения большинства геодезич. и геологич. задач эта ошибка не играет роли, т. к. используются лишь приращения силы тяжести.

Земля имеет сложное гравитац. поле. Для решения большинства задач удобно реальное гравитац. поле Земли представить в виде двух частей: основного — наз. нормальным, изменяющегося с широтой φ по простому закону, и аномального, дополняющего нормальное до истинного,— небольшого по значению, но сложного по распределению. Нормальная часть поля соответствует нек-рой идеализированной Земле простой формы (эллипсоид, сфероид) и простого внутр. строения. Нормальное ускорение свободного падения g рассчитывается по простым формулам. Наиболее употребимые — формула Гельмерта (1901—09) $g = 9{,}780\,30\ (1 + 0{,}005\,302\ \sin^2\varphi - 0{,}000\,007\ \sin^2 2\varphi)$ м/с², соответствующая эллипсоиду со сжатием 1 : 298,2, и междунар. формула Кассиниса (1930) $g = 9{,}780\,49\ (1 + 0{,}005\,284\ \sin^2\varphi - 0{,}000\,005\ 9\ \sin^2 2\varphi)$ м/с², соответствующая эллипсоиду со сжатием 1 : 297,0. Существуют формулы, учитывающие небольшое долготное изменение g, а также асимметрию сев. и юж. полушарий. Аномальная часть поля достигает неск. мм/с² и обусловлена неоднородностями плотности пород в верх. частях Земли и неровностями рельефа. Аномалия ускорения свободного падения представляет собой разность наблюдённого значения и нормального, приведённого к месту наблюдения. Если приведение осуществляется с учётом изменения силы тяжести как бы в свободном пространстве, в соответствии с нормальным вертик. градиентом (0,3086 м/с² на 1 м), то получается аномалия в свободном воздухе. Если при этом исключается притяжение однородного слоя масс между уровнями наблюдения и эллипсоида, на к-ром заданы нормальные значения g, получим аномалии Буге. Последние наилучшим образом отражают плотностные неоднородности верх. слоёв Земли и поэтому применяются при решении геологоразведочных задач. Кроме этих аномалий в Г. используется ряд др. (изостатические, Прея, Глени, модифицированные Буге и пр.). На основании гравиметрич. измерений и вычислений строятся гравиметрич. карты. Используются также аномалии вторых производных потенциала силы тяжести. Они определяются подобно аномалиям силы тяжести, как разность наблюдённого значения (предварительно исправленного с учётом влияния рельефа местности) и нормального. Вторые производные потенциалы силы тяжести измеряются гравитац. вариометрами и градиентометрами.

Под действием гравитац. сил сложилась фигура Земли, поэтому по гравиметрич. измерениям можно построить её во всех деталях. Математич. теория фигуры Земли впервые в сер. 18 в. была построена франц. учёным Л. Клеро. Им установлен закон распределения силы тяжести на поверхности Земли, имеющей форму эллипсоида вращения. Установлена связь сжатия этого эллипсоида с угловой скоростью вращения и распределением силы тяжести в предположении, что Земля в целом находится в состоянии гидростатич. равновесия.

Гравиметрич. измерения используются для изучения неоднородных по плотности пород, составляющих геологич. структуры в верх. частях Земли. Это составляет предмет гравиметрич. разведки. Делаются качеств. заключения о плановом и глубинном положении аномальных масс, а при благоприятных условиях проводятся количеств. расчёты, позволяющие установить форму, общую массу, глубину залегания изучаемой структуры.

Под действием притяжения Луны и Солнца возникают периодич. вариации силы тяжести. По значению разности теоретич. вариаций силы тяжести, рассчитанных для абсолютно твёрдой Земли и фактически наблюдаемых, делаются заключения о внутр. строении и упругих свойствах Земли. Неоднородность гравитац. поля Земли вызывает возмущения в движении близких к Земле ИСЗ и ракет. Осн. возмущение происходит от составляющей поля, обусловленной сжатием Земли. Необходим учёт и др. гармоник гравитац. поля, в частности аномалий большой протяжённости. Решается также и обратная задача: по наблюдениям возмущений вычисляются составляющие гравитац. поля. Теория и опыт показывают, что особенно уверенно этим методом определяются низкие гармоники гравитац. поля. Рационально изучать гравитац. поле Земли путём совм. использования спутниковых и гравиметрич. наблюдений, по к-рым наиболее точно определяются высокие гармоники разложения.

Н. П. Грушинский, М. У. Сагитов.

ГРАВИТАЦИО́ННАЯ ПОСТОЯ́ННАЯ (от лат. gravitas — тяжесть) — универсальная физическая постоянная G, входящая в формулу, выражающую ньютоновский закон тяготения. Г. п. численно равна силе взаимного тяготения двух материальных точек массой по 1 кг каждая, расстояние между к-рыми равно 1 м: $G = (6{,}672\,0 \pm 0{,}004\ 1)\cdot10^{-11}$ Н·м²/кг².

Табл. 1 — Зональные гармоники ($m = 0$)

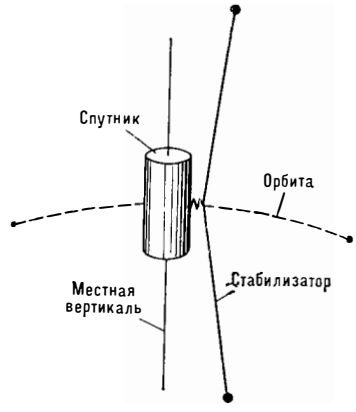
n	c_{n0}
2	$-1{,}082\ 628\cdot10^{-3}$
3	$2{,}538\cdot10^{-6}$
4	$1{,}593\cdot10^{-6}$

Табл. 2 — Тессеральные гармоники ($0 < m \leqslant n$)

n	m	c_{nm}	d_{nm}
2	2	$2{,}412\ 9\cdot10^{-6}$	$-1{,}364\ 1\cdot10^{-6}$
3	1	$1{,}969\ 8\cdot10^{-6}$	$0{,}260\ 15\cdot10^{-6}$
3	2	$0{,}892\ 04\cdot10^{-6}$	$-0{,}634\ 68\cdot10^{-6}$
3	3	$0{,}686\ 3\cdot10^{-6}$	$1{,}430\ 4\cdot10^{-6}$

Примечание: m — порядок гармоники (от 0 до n); n — степень гармоники (от 2 до ∞).

ГРАВИТАЦИО́ННАЯ СИСТЕ́МА ОРИЕНТА́ЦИИ космического аппарата — пассивная система *ориентации*, основанная на использовании *гравитационного момента*. Г. с. о. ИСЗ ориентирует одну из его осей по местной земной вертикали; одновременно с этим возможна ориентация двух других осей, соответствующая трёхосной *орбитальной ориентации* ИСЗ. Для увеличения эффективности Г. с. о. ИСЗ придаётся форма, возможно более вытянутая вдоль оси, ориентируемой вертикально; иногда для той же цели применяют т. н. *гравитационный стабилизатор*; связь между ИСЗ и стабилизатором в нек-рых случаях делают гибкой, чем достигается затухание угловых колебаний ИСЗ и стабилизатора благодаря поглощению энергии колебаний в гибком соединении. Г. с. о. возможна на ИС любых планет, обладающих достаточно мощным гравитац. полем. На КА, совершающих межпланетные перелёты, Г. с. о. не эффективна из-за недостаточного значения градиента поля тяготения Солнца.



ГРАВИТАЦИО́ННОЕ ПО́ЛЕ ЗЕМЛИ́ — силовое поле, создаваемое массой заключённого в Земле вещества. Для математич. описания потенциала Г. п. З. обычно используют частичную сумму ряда, определяющего разложение *гравитационного поля тела* по сферич. гармоникам. До запуска первых ИСЗ (1957) параметры потенциала Г. п. З. определялись в осн. по гравиметрич. измерениям, проводимым в разл. точках земной поверхности.

В дальнейшем параметры потенциала Г. п. З. стали определять по данным наблюдений за движением ИСЗ. Отличие Г. п. З. от поля притяжения центрально-симметричного тела приводит к *эволюции орбиты*. Наиболее существенными являются *возмущения вековые* от зональных гармоник. В случаях соизмеримости *среднего движения* ИСЗ с угловой скоростью вращения Земли заметное влияние оказывают и *возмущения долгопериодические* от тессеральных гармоник. Основой для определения отдельных коэф. Г. п. З. служит различный характер эволюции орбит под действием разл. гармоник. В табл. 1 и 2 приведены (с учётом нормировки) значения коэф. для неск. первых гармоник, полученные Смитсоновской астрофизич. обсерваторией США из обработки данных наблюдений за ИСЗ.

Для точек пространства, близких к поверхности Земли, значение коэф. определяет порядок отношения гравитац. ускорения, вызванного данной гармоникой, к ускорению свободного падения ($g \approx 9{,}81$ м/с²). Наиболее существенно влияние второй зональной гармоники с коэф. c_{20} порядка 10^{-3}. Часть потенциала Г. п. З., описываемую др. гармониками, иногда наз. гравитац. аномалиями. В наст. время известны коэф. гармоник для $n \leqslant 20$. Для прогнозирования же положения ИСЗ с погрешностью 20 м нужно знать ок. 20 коэф. c_{nm} и d_{nm}. Абсолютные значения коэф., не указан-

ных в таблицах, не превышают 10^{-6}. Следует отметить недостаточно быстрое уменьшение значения этих коэф. с ростом степени гармоники n, что свидетельствует о неоднородности внутр. строения Земли.

ГРАВИТАЦИО́ННОЕ ПО́ЛЕ ЛУНЫ́ — силовое поле, создаваемое массой заключённого в Луне вещества. Для математич. описания Г. п. Л. обычно используют частичную сумму ряда, определяющего разложение *гравитационного поля тела* по сферич. гармоникам. До запуска ИСЛ коэф. c_{20}, c_{22} и d_{22} этого разложения определялись из анализа вращат. движения Луны. Обработка траекторных измерений сов. и амер. ИСЛ позволила получить оценки для коэф. гармоник до $n = 13$ и $m = 13$ включительно. Однако коэф. с большими номерами n, m определяются пока неуверенно. Для иллюстрации ниже приведены (с учётом нормировки) коэф. первых гармоник одной из нескольких существующих моделей Г. п. Л.:

n	m	c_{nm}	d_{nm}
2	0	$-2,048 \cdot 10^{-4}$	—
2	1	$-1,398 \cdot 10^{-5}$	$-0,651 \cdot 10^{-5}$
2	2	$2,445 \cdot 10^{-5}$	$-0,375 \cdot 10^{-5}$

Большинство известных коэф. гармоник Г. п. Л. имеет один порядок малости. Это свидетельствует о сложном характере внутр. строения Луны. В результате анализа движения амер. ИСЛ были обнаружены необычные аномалии Г. п. Л., названные *масконами*.

ГРАВИТАЦИО́ННОЕ ПО́ЛЕ ТЕ́ЛА, поле тяготения тела — силовое поле, создаваемое заключённой в теле массой вещества. В каждой точке P пространства Г. п. т. определяется вектором силы **F**, действующей со стороны поля на единичную массу, помещённую в эту точку. Для математич. описания Г. п. т. обычно используют силовую функцию U. Если $U(x, y, z)$ — функция координат точки P — известна, то вектор **F** может быть найден по формуле:

$$\mathbf{F} = -\operatorname{grad} U.$$

Для произвольного тела выражение силовой функции весьма сложно. Методами вычисления силовой функции различных тел занимается теория притяжения.

Для описания гравитац. полей планет в небесной механике широко применяется представление силовой функции в виде частичной суммы ряда:

$$U = \frac{\mu}{r}\left\{1 + \sum_{n=2}^{\infty}\sum_{m=0}^{n}\left(\frac{a_0}{r}\right)^n P_{nm}(\sin\varphi)\times \times(c_{nm}\cos m\lambda + d_{nm}\sin m\lambda)\right\},$$

где μ — произведение гравитац. постоянной на массу планеты; a_0 — её средний экваториальный радиус; r, φ, λ — соответственно радиус-вектор, широта и долгота точки в экваториальной системе координат, к-рая жёстко связана с телом планеты и начало к-рой совпадает с центром масс планеты; c_{nm} и d_{nm} — безразмерные коэф., определяемые формой планеты и распределением масс внутри неё; $P_{nm}(\sin\varphi)$ — так называемые присоединённые функции Лежандра. Функции $P_{nm}(\sin\varphi)\cos m\lambda$ и $P_{nm}(\sin\varphi)\sin m\lambda$ наз. сферическими гармониками. Гармоники с номером $m = 0$ наз. зональными, с $0 < m < n$ — тессеральными, а с $m = n$ — секториальными. Зональные гармоники характеризуют, напр., полярное сжатие планеты (c_{20}), несимметрию полушарий, тессеральные — эллиптичность экватора и др. Если планета обладает геометрич. и динамич. симметрией относительно оси вращения, то в разложении силовой функции будут присутствовать одни лишь зональные гармоники ($m = 0$). Если планета обладает, кроме того, геометрич. и динамич. симметрией относительно экваториальной плоскости, то в разложении силовой функции будут присутствовать лишь зональные гармоники с чётными n. Определение параметров c_{nm} и d_{nm} производится разл. методами с учётом особенностей данной планеты. Широко применяется метод, основанный на анализе возмущений в движении спутников планеты, вызванных нецентральностью её гравитац. поля. Реже применяется др. метод, связанный с непосредств. изучением фигуры планеты и требующий использования нек-рых гипотез относительно её внутр. строения, напр. однородности строения.

М. А. Вашковьяк.

ГРАВИТАЦИО́ННЫЙ МОМЕ́НТ — момент, действующий на тело, находящееся в неоднородном гравитационном поле (напр., в поле тяготения Земли). Г. м. обусловлен несовпадением в неоднородном поле центра тяжести тела с его центром масс. Г. м. стремится так повернуть тело, чтобы его центр тяжести лежал на линии, соединяющей центр тяготения с центром масс. Под действием Г. м. спутники нек-рых планет обращены к ним только одной стороной (напр., как Луна к Земле). В наземных условиях действие Г. м. неощутимо в силу его незначительности. Однако в свободном полёте КА его наличие приходится учитывать. Г. м., действующий на ИСЗ, часто играет отриц. роль, выступая как *возмущающий момент*, усложняющий работу системы ориентации. В других случаях Г. м., напротив, полезен и может использоваться для ориентации ИСЗ (см. *Гравитационная система ориентации*).

ГРАВИТАЦИО́ННЫЙ СТАБИЛИЗА́ТОР — устройство, усиливающее эффект поддержания ориентации КА в гравитационном поле планеты. Г. с. изготовляется обычно в виде двух выдвижных стержней или лент (с грузами на конце), разматывающихся после выхода КА на орбиту. Разнесённые грузы увеличивают разность моментов инерции КА относительно разл. осей и, следовательно, его стабилизирующий эффект гравитац. поля. Для гашения колебаний Г. с. дополняется демпфирующим устройством, выполняющим функции рассеивателя энергии. Применяется в *гравитационной системе ориентации* КА.

ГРЕ́ЧКО Георгий Михайлович (р. 1931) — космонавт СССР, дважды Герой Советского Союза (1975, 1978), лётчик-космонавт СССР (1975), доктор технич. наук (1984). Чл. КПСС с 1960. В 1955 окончил Ленингр. механич. ин-т. Работает в КБ. С 1966 в отряде космонавтов. 11 янв.—9 февр. 1975 совм. с А. А. *Губаревым* совершил полёт на КК «Союз-17» (в качестве бортинженера) и на орбит. станции «Салют-4». Полёт продолжался 29 сут 13 ч 19 мин 45 с. 10.12.1977—16.3. 1978 совм. с Ю. В. *Романенко* совершил полёт на КК «Союз-26» (в качестве бортинженера) и на орбит. станции «Салют-6». В полёте, длившемся 96 сут 10 ч 7 с, к орбит. станции пристыковывались КК «Союз-27» (экипаж: В. А. *Джанибеков*, О. Г. *Макаров*), грузовой трансп. корабль «Прогресс-1» и КК «Союз-28» (экипаж: Губарев, В. *Ремек*). Возвратился на КК «Союз-27». За 2 рейса в космос налетал 125 сут 23 ч 19 мин 52 с. Г. ведёт большую общественно-политич. работу, являясь зам. пред. Сов. Ком. защиты мира (с 1979). Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР, золотая медаль Чехосл. АН; междунар. Комитетом по аэронавтике и космич. полётам Г. удостоен ордена «Роза ветров» с бриллиантом. Гос. пр. Украинской ССР, Эстонской ССР. Награждён 2 орденами Ленина и медалями. Г. присвоено звание Героя ЧССР. Почётный гражданин городов Калуга, Ленинабад, Джезказган, Ангарск, Аркалык (СССР), Прага (ЧССР), Варна (НРБ) и др.

Г. М. Гречко

В. Гриссом

ГРИ́ССОМ (Grissom) Вирджил (1926—1967) — космонавт США, подполковник ВВС. С 1944 — лётчик ВВС. В 1950 окончил ун-т Пердью в г. Лафейетт (шт. Индиана), получив степень бакалавра наук по механике. В 1955 закончил Технологич. ин-т ВВС, в 1956 — школу лётчиков-испытателей на авиац. базе Эдуардс (шт. Калифорния). С 1959 в группе космонавтов НАСА. 21.7.1961 совершил суборбитальный полёт (15 мин 37 с) на КК «Меркурий» (МР-4). 23.3. 1965 совм. с Дж. *Янгом* совершил полёт на КК «Джемини-3» (в качестве командира). Во время полёта, продолжавшегося 4 ч 53 мин, впервые в мире космонавты осуществили перевод КК с одной орбиты на другую. Г. был назначен командиром экипажа в первый полёт КК «Аполлон» (совм. с Э. *Уайтом* и Р. *Чаффи*), но погиб вместе с этими космонавтами 27.1. 1967 во время наземных испытаний (в результате пожара в кабине КК). За 2 рейса в космос налетал 5 ч 8 мин 37 с. Награждён двумя золотыми медалями НАСА «За выдающиеся заслуги», Почётной медалью конгресса США по космонавтике. Именем Г. назван кратер на Луне.

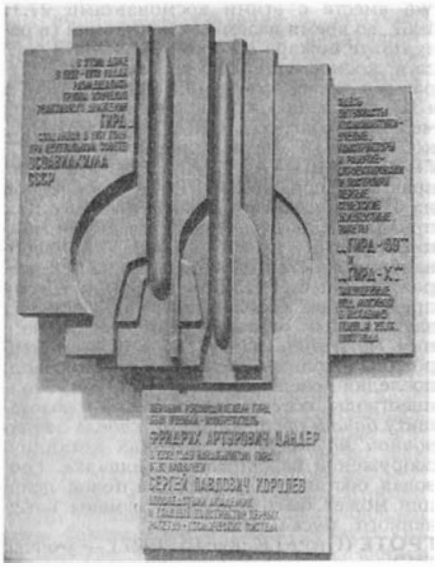
ГРОЗОЗАЩИ́ТА РАКЕ́ТЫ — предотвращение поражения РН, установленной на ПУ, прямыми ударами молнии. Как правило, Г. р. обеспечивается двумя молниеотводами (диверторами), смонтированными на стартовой позиции на нек-ром расстоянии от РН. Каждый молниеотвод представляет собой возвышающуюся над защищаемым объектом и не связанную с ним металлич. мачту, на к-рой смонтированы молниеприёмник и токоотвод; последний соединён с заземлителем. Молниеотводы обеспечивают также грозозащиту *башни обслуживания*, *кабель-заправочной мачты* и др. высоких металлич. сооружений на стартовой площадке. Грозовая обстановка в р-не стартовой позиции может быть причиной отмены намеченного пуска РН.

ГРО́ТЕ (Grote) Клаус (р. 1927) — учёный ГДР в области физики элементарных

частиц, действит. член АН ГДР (1974; чл.-корр. 1972). Чл. СЕПГ с 1946. В 1957 окончил ун-т им. Гумбольдта в Берлине, с 1956 работает в Ин-те ядерной физики (ныне Ин-т физики высоких энергий) АН ГДР. С 1972 — ген. секретарь АН ГДР, с 1974 — пред. координац. комитета по исследованию и использованию космич. пространства в мирных целях «Интеркосмос» ГДР. Осн. труды в области экспериментальных исследований сильных взаимодействий. В 1973—76 — чл. Учёного совета Объедин. ин-та ядерных исследований в г. Дубна (СССР). Награждён тремя орденами ГДР.

ГРУ́ППА ИЗУЧЕ́НИЯ РЕАКТИ́ВНОГО ДВИЖЕ́НИЯ (ГИРД) — 1) общественные организации при Осоавиахиме, созданные в 1931 в Москве (МосГИРД) и Ленинграде (ЛенГИРД), позже — в Баку, Тифлисе, Архангельске, Новочеркасске, Брянске и других городах. 2) Научно-исследовательская и опытно-конструкторская организация по разработке ракет и двигателей (МосГИРД при отделе воздушного флота Осоавиахима), задачи и структура определены приказом ЦС Осоавиахима 14.7.1932. Наряду с *Газодинамической лабораторией* (ГДЛ) сыграла осн. роль в зарождении сов. ракетостроения. ГИРД (МосГИРД) было предоставлено помещение в доме № 19 по Садовой-Спасской ул. (мемориальная доска). Начальником ГИРД был назначен председатель технич. совета МосГИРД С. П. *Королёв*. В штат ГИРД был принят Ф. А. *Цандер*, до этого работавший на общественных началах в МосГИРД над проектом двигательной установки с ЖРД ОР-2 для ракетопланёра РП-1. С авг. 1932 ГИРД дополнительно финансировалась Управлением военных изобретений РККА, после чего были образованы ещё три проектно-конструкторские бригады: по разработке жидкостных баллистич. ракет, по разработке ПВРД и газодинамич. испытательных установок и по разработке ракетопланёров и крылатых ракет. Руководили этими бригадами М. К. *Тихонравов*, Ю. А. *Победоносцев* и Королёв. Кроме того, были организованы производств. бригада и испытательная станция. Задача ГИРД — создание опытных жидкостных ракетных ЛА. В качестве окислителя использовался жидкий кислород, горючего — бензин и этиловый спирт. Проводились эксперименты по сжиганию металлич. горючего в воздухе. 17.8.1933 была запущена первая сов. ракета на гибридном топливе *«ГИРД-09»*, а 25.11.1933 — жидкостная ракета *«ГИРД-Х»* с ЖРД. Разработаны проекты ряда др. жидкостных баллистич. и крылатых ракет, разработаны и испытаны ряд конструкций ЖРД (ОР-2, 02, 10 и др.) и гибридный *двигатель 09*. Испытаны в полёте выстреливаемые из пушки модели ПВРД, исследована насосная система подачи топлива. В кон. 1933 ГДЛ и ГИРД были объединены в *Реактивный научно-исследовательский институт*. Кратерной цепочке протяжённостью 500 км на обратной стороне Луны присвоено наименование ГИРД. См. также *Реактивные группы*.

Мемориальная доска на доме № 19 по Садовой-Спасской улице в Москве



К. Гроте

А. А. Губарев

Ж. Гуррагча

О. Гэрриот

ГУ́БАРЕВ Алексей Александрович (р. 1931) — космонавт СССР, генерал-майор авиации (1983), дважды Герой Сов. Союза (1975, 1978), лётчик-космонавт СССР (1975). Чл. КПСС с 1957. После окончания в 1952 военно-мор. авиац. уч-ща служил в ВВС. В 1961 окончил Военно-возд. академию (ныне им. Ю. А. Гагарина). В 1963—81 в отряде космонавтов. 11 янв. — 9 февр. 1975 совм. с Г. М. *Гречко* совершил полёт на КК «Союз-17» (в качестве командира корабля) и на орбит. станции «Салют-4». Полёт продолжался 29 сут 13 ч 19 мин 45 с. 2—10 марта 1978 совм. с В. *Ремеком* совершил полёт на КК «Союз-28» (в качестве командира) и на орбит. станции «Салют-6» (осн. экипаж: Ю. В. *Романенко*, Гречко) с пристыкованным к ней КК «Союз-27». Время полёта 7 сут 22 ч 16 мин. За 2 рейса в космос налетал 37 сут 11 ч 35 мин 45 с. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР, золотая медаль Чехосл. АН. Награждён 2 орденами Ленина и медалями. Г. присвоено звание Героя ЧССР. Почётный гражданин городов Калуга, Аркалык, Целиноград (СССР), Прага (ЧССР).

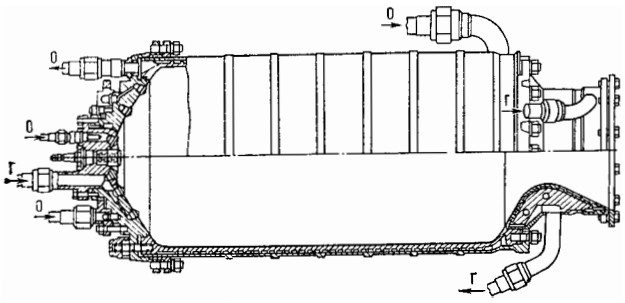
ГУГГЕНХЕ́ЙМОВ ПРЕ́МИЯ — международная астронавтическая премия, присуждаемая ежегодно *Международной академией астронавтики* за выдающийся вклад в развитие космонавтики. Названа по имени амер. промышленника Даниела Гуггенхейма (Guggenheim, 1856—1930) и его супруги Флоренс и выплачивается из одноимённого фонда. Среди лауреатов: англ. астроном Б. Ловелл, амер. геофизик Дж. Ван Аллен, амер. учёный У. Фенн, амер. медик Ч. Берри, сов. космонавты А. Г. Николаев и В. И. Севастьянов, сов. учёные М. В. Келдыш, Л. И. Седов, О. Г. Газенко, бельгийский учёный М. Николе и др. Включает медаль и денежную сумму (1000 долл.).

ГУРРАГЧА́ Жугдэрдэмидийн (р. 1947) — космонавт МНР, подполковник, Герой МНР (1981), лётчик-космонавт МНР (1981). Чл. Монгольской народно-революционной партии с 1979. Первый гражданин МНР, совершивший полёт в космос. Окончил Воен. школу младших авиац. специалистов в СССР (1972), Военно-возд. инж. академию им. Н. Е. Жуковского (1977). В 1978 отобран кандидатом для пилотируемого полёта по программе «Интеркосмос»; прошёл полный курс обучения в Центре подготовки космонавтов им. Ю. А. Гагарина. 22—30 марта 1981 совм. с В. А. *Джанибековым* совершил полёт на КК «Союз-39» (в качестве космонавта-исследователя) и орбит. станции «Салют-6» (осн. экипаж: В. В. *Ковалёнок*, В. П. *Савиных*) с пристыкованным к ней КК «Союз Т-4». Полёт продолжался 7 сут 20 ч 42 мин 3 с. Г. присвоено звание Героя Сов. Союза (1981). Награждён орденом Сухэ-Батора, орденом Ленина и медалями. С 1981 зам. зав. адм. отделом ЦК МНРП.

ГЭ́РРИОТ (Garriott) Оуэн (р. 1930) — космонавт США, учёный, специалист в области физики Солнца. В 1953 окончил Оклахомский ун-т, получив учёную степень бакалавра наук по электротехнике; в 1957 — Станфордский ун-т, получив учёную степень магистра наук, а в 1960 — степень доктора наук по электротехнике в этом же ун-те. С 1961 по 1965 преподавал электронику, теорию электромагнетизма и проводил исследования по физике ионосферы в Станфордском ун-те. С 1965 в группе космонавтов НАСА. Одновременно с подготовкой к полётам был консультантом в Отделе науки и прикладных исследований НАСА. Являлся представителем США в Междунар. науч. радиосоюзе. 28 июля — 25 сент. 1973 совм. с А. *Бином* и Дж. *Лусма* совершил полёт на орбит. станции «Скайлэб» (в качестве чл. 2-го экипажа). Полёт продолжался 59 сут 11 ч 9 мин 4 с; выходил 3 раза в открытый космос (общее время 13 ч 42 мин). 28 нояб. — 8 дек. 1983 совм. с Дж. *Янгом*, Б. *Шоу*, Р. *Паркером*, Б. *Лихтенбергом*, У. *Мербольдом* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Колумбия») в качестве специалиста по операциям на орбите. Полёт продолжался 10 сут 7 ч 47 мин. За 2 рейса в космос налетал 69 сут 18 ч 56 мин 4 с. Член Амер. геофиз. союза, Ин-та инженеров в обл. электротехники и электроники, Междунар. науч. радиосоюза, Амер. астрономич. об-ва, действит. чл. Междунар. академии астронавтики. Награждён золотой медалью НАСА «За выдающиеся заслуги», почётным дипломом им. В. М. Комарова (ФАИ), премией им. Р. Годдарда Нац. космич. клуба США. Пом. директора Центра пилотируемых полётов им. Л. Джонсона по космич. и медико-биол. наукам.

Д

Д-1-А-1100 — советский ЖРД, разрабатывавшийся в 1941—42 в РНИИ для самолёта *БИ*. Топливо двухкомпонентное (окислитель — азотная кислота, горючее — керосин) с вытеснительной подачей, зажигание — электросвечой накаливания. Регулирование тяги допускалось в пределах 5,9—10,8 кН, скорость истечения газов составляла ок. 1900 м/с (при давлении в камере сгорания 1,57 МПа), масса камеры — 48 кг. После каждого испытания ЖРД демонтировался для замены сопла, а также замены и подтягивания крепёжных элементов. Д-1-А-1100 устанавливался в 1942—43 на трёх самолётах БИ.



Камера ЖРД Д-1-А-1100: О — окислитель; Г — горючее

ДА́ЛЬНИЙ УЧА́СТОК СБЛИЖЕ́НИЯ — участок полёта (сближения) КА на таком удалении друг от друга, что их геометрические размеры малы по сравнению с расстоянием между ними. На Д. у. с. *управление движением* центра масс КА реализуется обычно полярным способом, т. е. с использованием РД, направляемого в нужную сторону путём *программных поворотов* активного КА. Энергетич. затраты на Д. у. с. сравнительно велики, поэтому целесообразно использование энергетически оптимальных методов управления.

ДА́ЛЬНОСТЬ ПРИЦЕ́ЛЬНАЯ — расстояние между асимптотой гиперболы и лучом, выходящим из её фокуса параллельно этой асимптоте. При движении КА по гиперболе в поле притягивающего центра Д. п. характеризует отклонение траекторий КА от особой траектории, попадающей в этот центр. Д. п. d при заданной энергии траектории однозначно связана с расстоянием перицентра траектории $\rho_п$:

$$d=\sqrt{\rho_п^2+\frac{2\mu\rho_п}{V_\infty^2}},$$

где V_∞ — скорость на бесконечности, характеризующая энергию траектории, $\mu = G\cdot m$ (m — масса притягивающего центра, G — гравитац. постоянная).

Д. п. часто оказывается более удобным параметром, чем $\rho_п$, т. к. для многих задач зависимость d от вариации нач. данных близка к линейной (см. *Картинная плоскость*).

ДА́ЛЬНОСТЬ РАДИОСВЯ́ЗИ — максимальное расстояние между радиопередающим и радиоприёмным устройствами, на к-ром обеспечивается выполнение функций радиолинии с заданным качеством. Д. р. зависит от параметров передающих и приёмных радиосредств (мощности передатчика, эффективности антенн, уровня шумов, способов модуляции и *кодирования* и т. п.) и условий распространения радиоволн. В космич. радиолиниях Д. р. достигает млрд. км при связи с дальними КА.

«ДАТС» (англ. DATS, сокр. от Despun Antenna Test Satellite — спутник для испытаний системы противовращения антенны) — наименование американского экспериментального ИСЗ связи для испытаний электронной системы противовращения антенны. Эта система на «ДАТС» обеспечивала направленность на Землю до 75% излучаемой энергии, коэф. усиления 12—13 дБ. Выведен 1.7.1967 РН «Титан-3С» на орбиту с выс. в перигее 33 156 км, выс. в апогее 33 553 км, наклонением 7,1°; период обращения 1313,6 мин.

ДА́ТЧИК ГОРИЗО́НТА — *датчик ориентации* (обычно с узким полем зрения), воспринимающий перепад излучения границы «планета — космос». Детектор датчика сравнивает уровень излучения планеты (в видимом или ИК диапазоне) с почти нулевым уровнем излучения космич. пространства, визируя горизонт планеты. Примером использования Д. г. может служить трёхосная ориентация, при к-рой одна из осей КА направлена на Солнце (см. рис.), а поворот вокруг этой оси фиксируется Д. г., к-рый осуществляет в этом случае слежение за горизонтом планеты (ориентацию по краю планеты). См. также ст. *Инфракрасная вертикаль*.

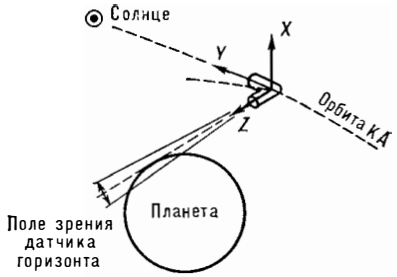


Схема работы датчика горизонта

ДА́ТЧИК КА́ЖУЩЕЙСЯ СКО́РОСТИ — прибор, предназначенный для определения *кажущейся скорости* РН или КА. В основе Д. к. с. лежит чувствит. устройство, регистрирующее *кажущееся ускорение*. Кажущаяся скорость определяется в результате интегрирования кажущегося ускорения. Устройства, в к-рых совмещены функции измерения и интегрирования ускорения, наз. интеграторами кажущегося ускорения. Наибольшее распространение получили Д. к. с. на основе гироскопич. интегратора линейных ускорений, представляющего собой тяжёлый *гироскоп*, центр масс к-рого смещён относительно подвеса. Силы инерции, обусловленные наличием кажущегося ускорения, вызывают прецессию гироскопа, скорость к-рой пропорциональна значению кажущегося ускорения, а угол — значению кажущейся скорости. Для повышения чувствительности и точности прибора широко применяют поплавковый подвес, позволяющий снизить моменты трения в подшипниках. В простейшем случае, когда управление движением РН и КА ведётся по значению продольной скорости, Д. к. с. используют непосредственно для выдачи команды на выключение РД. Для этого заранее вводят *уставку* на значение угла, по достижении к-рого происходит замыкание контактов. В общем случае для обеспечения высокой точности конечных условий движения КА, а также при учёте ограничений на кинематич. параметры траектории и требований по зонам падения отделяемых элементов конструкции (отработавших блоков, хвостовых отсеков, обтекателей и т. п.) приходится вычислять кажущуюся скорость и местоположение КА. Для этой цели используют несколько Д. к. с., ориентация к-рых выбирается из условия минимизации методических и инструментальных ошибок решения навигац. задачи.

ДА́ТЧИК ОРИЕНТА́ЦИИ — прибор, измеряющий угловое положение КА относительно *осей ориентации*, а также скорость его вращательного движения вокруг центра масс. Угловое положение КА определяется с помощью позиционных датчиков ориентации, к-рые по принципу действия могут быть разбиты на три класса: 1) датчики внешней информации, определяющие положение осей КА относительно внеш. ориентиров (*датчик солнечный*, звёздный датчик, *инфракрасная вертикаль*, *ионный датчик ориентации*, датчик, работающий по радиомаяку, и т. п.); 2) инерциальные датчики ориентации, использующие свойства абсолютного углового движения осей ориентации и осей, жёстко связанных с корпусом КА (напр., *гироскопическая орбита*); эти датчики способны работать лишь при вращательном движении осей ориентации и только в комбинации с должным образом выбранными датчиками внеш. информации; 3) датчики памяти (напр., *свободный гироскоп*, некорректируемая гироплатформа), к-рые способны «помнить» в течение определ. времени заданное им в начальное мгновение положение; время, в течение к-рого можно пользоваться датчиком памяти, ограничено уходом его осей, вызванным технологич. погрешностями изготовления гироприборов. Для определения скорости вращат. движения КА вокруг центра масс применяют *датчики угловой скорости*, к-рые обычно измеряют три составляющих вектора угловой скорости КА относительно осей в системе координат, жёстко связанных с его корпусом.

ДА́ТЧИК ОРИЕНТА́ЦИИ магнитный — прибор, определяющий угловое положение осей КА относительно силовых линий магнитного поля планеты, вблизи к-рой движется КА. Применяется как *датчик позиционный* в нек-рых системах ориентации ИС.

ДА́ТЧИК ПОЗИЦИО́ННЫЙ (в системах ориентации и угловой стабилиза-

ции) — прибор, определяющий угловые отклонения осей КА от заданных направлений. Физ. принципы работы Д. п. систем ориентации достаточно разнообразны (см. *Астродатчик*, *Построитель вертикали*, *Ионный датчик ориентации*). В системах угловой стабилизации функции Д. п. в большинстве случаев выполняют *гироскопы*.

ДА́ТЧИК РАССОГЛАСОВА́НИЯ СКО́РОСТИ — прибор, предназначенный для измерения отклонения кажущейся скорости от программной в узком диапазоне. Д. р. с. состоит из *датчика кажущейся скорости*, программного устройства, воспроизводящего заданную программу изменения кажущейся скорости, и сравнивающего устройства. Д. р. с. используется в системе регулирования кажущейся скорости РН, обеспечивающей выдерживание программного значения проекции вектора кажущейся скорости на продольную ось РН. Д. р. с. устанавливается на корпусе РН так, что его ось чувствительности параллельна продольной оси РН. Преобразующее устройство на основе информации, поступающей с Д. р. с., вырабатывает команды на приводы регуляторов, изменяющих режим работы ДУ (форсирование или дросселирование).

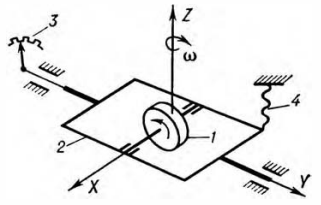
ДА́ТЧИК СО́ЛНЕЧНЫЙ — обычно оптико-электронный прибор, регистрирующий отклонения оптической оси от направления на Солнце. Схемы Д. с. различаются в зависимости от требуемой точности, пространств. угла обзора (поля зрения) и характера последующей обработки информации (аналоговый, цифровой и т. п.). Д. с. применяется как *датчик позиционный* в системах ориентации СБ, в нек-рых системах ориентации КА. В системах навигации КА Д. с. используется при решении задач навигации астрономич. методом. Совместно с магнитометрами, измеряющими составляющие вектора напряжённости геомагнитного поля, Д. с. применяется для определения углового положения неориентированных ИСЗ.

ДА́ТЧИК УГЛОВО́Й СКО́РОСТИ — бортовой прибор, измеряющий проекцию угловой скорости КА на свою ось чувствительности. В системах управления движением КА могут быть использованы Д. у. с., осн. на разных физ. принципах: гироскопич., лазерные, вибрационные и др.

Гироскопич. Д. у. с.— двустепенный гироскоп с отрицат. обратной связью, создающей момент сопротивления повороту рамки. Ротор гироскопа *1* (см. рис.) вращается вокруг оси *X*; при появлении у КА угловой скорости ω вокруг оси *Z* рамка гироскопа *2* поворачивается относительно оси *Y*. Этому повороту препятствует пружина *4*, поэтому отклонение рамки пропорционально измеряемой угловой скорости. Значения угла поворота рамки снимаются с потенциометра *3*.

Лазерный Д. у. с. состоит из замкнутого лазерного резонатора, вдоль сторон к-рого навстречу друг другу направляются два когерентных световых луча. При вращении лазерного Д. у. с. вокруг оси, перпендикулярной плоскости распространения лучей, изменяется расстояние, проходимое каждым лучом, а вместе с ним и резонансная частота луча. Разность частот лучей, распространяющихся по вращению и против, пропорциональна угловой скорости ω. Оба луча на выходе из резонатора смешиваются и направляются через полупрозрачное зеркало на фотодетектор, определяющий по интенсивности света смешанного луча угловую скорость. Точность измерений зависит от стабильности размера оптич. резонатора.

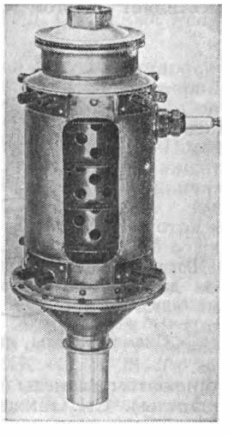
Вибрационный Д. у. с. в качестве чувствит. элемента имеет, напр., колеблющийся стержень. При вращении корпуса прибора вокруг оси чувствит. элемента закономерности процесса колебаний изменяются, и это используется для определения угловой скорости КА.



Датчик угловой скорости: *1* — ротор гироскопа; *2* — рамка гироскопа; *3* — потенциометр; *4* — пружина

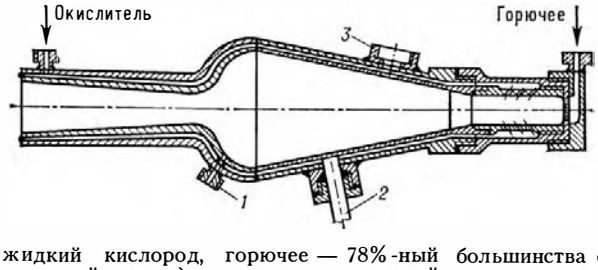
Поскольку Д. у. с. способен измерить лишь один из компонентов вектора угловой скорости КА, для осуществления полного управления угловым движением КА необходимо иметь три Д. у. с. Практически всегда используются гироскопич. Д. у. с.

ДВИ́ГАТЕЛЬ 09 — советский экспериментальный ГРД (первый в мире) конструкции М. К. *Тихонравова*, разрабатывавшийся в 1933 для ракеты *«ГИРД-09»*. Топливо двухкомпонентное: окислитель — жидкий кислород, горючее — сгущённый бензин (масса с консистенцией вазелина, полученная растворением в бензине канифоли); зажигание от электросвечи. Около 1 кг горючего размещено в кольцевом цилиндрич. зазоре между корпусом камеры (диам. 11 см) и центральной трубкой с отверстиями. Окислитель поступает в камеру под давлением собств. паров.



Двигатель 09

ДВИ́ГАТЕЛЬ 10 — советский ЖРД, разработан в 1933 для ракеты *«ГИРД-Х»*. Топливо двухкомпонентное (окислитель — жидкий кислород, горючее — 78%-ный этиловый спирт) с вытеснит. подачей сжатым воздухом, зажигание от электросвечи. Высота Д. 10 ~ 30 см, конструкц. материал — сталь. При стендовых испытаниях Д. 10 развивал тягу до 0,7—0,8 кН, работая 15—20 с; давление в камере достигало 1 МПа.



Двигатель 10, испытанный непосредственно перед первым полётом ракеты «ГИРД-Х»: *1* — штуцер для манометра; *2* — штуцер для электросвечи; *3* — термопара

ДВИ́ГАТЕЛЬНЫЙ ОТСЕ́К — отсек ракетной ступени или КА, в к-ром располагается РД (на РН обычно наз. *хвостовым отсеком*). В Д. о. размещаются также приборы и агрегаты, обеспечивающие контроль параметров работы РД. В нек-рых случаях (напр., на осн. блоке КК «Аполлон») Д. о. наз. отсек, в к-ром, кроме РД и его систем, размещаются топливные баки с системой наддува, а также др. агрегаты и приборы (двигатели ориентации, элементы систем энергопитания, терморегулирования, СЖО и т. п.).

ДВИЖЕ́НИЯ ТЕО́РИИ аналитические — решения дифференциальных уравнений *небесной механики*, позволяющие по аналитическим формулам рассчитать *возмущённое движение* изучаемого небесного тела в течение длительного промежутка времени, включающего, как правило, и интервал времени, охватываемый наблюдениями. На основании Д. т. вычисляются *эфемериды*. Наиболее совершенные Д. т. разработаны для представления движения больших планет Солнечной системы и Луны. Несмотря на всё разнообразие методов построения Д. т., в основе их лежит единый общий принцип теории возмущений. Согласно этому принципу за первое приближение к реальному движению принимается значительно более простое движение по нек-рой *орбите промежуточной*, а затем при помощи той или иной формы метода последоват. приближений ищутся поправки, наз. неравенствами, или возмущениями. Ввиду сложности дифференц. уравнений небесной механики выражения для *возмущений орбиты* можно найти лишь в форме бесконечных рядов. Облегчающим обстоятельством при этом является наличие малых параметров — величин, по степеням к-рых ведутся разложения искомых функций в ряды. В Д. т. больших планет малыми параметрами служат отношения масс планет к массе Солнца, эксцентриситеты и наклоны планетных орбит к плоскости эклиптики; в Д. т. Луны — отношение периодов обращения Луны вокруг Земли и Земли вокруг Солнца, отношения средних расстояний Луна — Земля и Земля — Солнце, эксцентриситет и наклон геоцентрич. орбиты Луны, эксцентриситет гелиоцентрич. орбиты Земли. После нахождения математич. решения задачи необходимо путём сравнения с наблюдениями определить числ. значения входящих в формулы параметров и постоянных интегрирования. В кон. 19 — нач. 20 вв. Д. т. было принято завершать построением таблиц, позволяющих сравнительно просто вычислять координаты изучаемого тела на заданный момент времени. Благодаря использованию ЭВМ, вычисления непосредственно по рядам, даваемым теориями, оказываются более эффективным средством, тем более, что точность большинства существующих таблиц уступает точности самих рядов.

При исследовании движения больших планет в качестве промежуточных орбит обычно выбираются орбиты *задачи двух*

тел: Солнце — планета, т. е. кеплеровские *эллипсы*. Многочисл. методы теории планетных возмущений могут быть разбиты на две осн. группы. Методы первой группы основаны на способе вариации произвольных постоянных, когда координаты и компоненты скорости планеты в реальном (возмущённом) движении выражаются формулами эллиптич. движения, но *элементы орбиты* являются функциями времени (*элементы оскулирующие*), удовлетворяющими системе дифференц. уравнений первого порядка (уравнения Лагранжа). Т. к. правые части этих уравнений малы по абс. значению (порядка отношения масс планет к массе Солнца), то интегрирование удобно производить методом последоват. приближений, подставляя в правые части (в первом приближении) постоянные (невозмущённые) значения элементов. Этим методом франц. учёные Леверье и продолжатель его работ Гайо построили во второй половине 19 — нач. 20 вв. Д. т. всех больших планет (за исключением Плутона). Координаты больших планет, публикуемые во франц. астрономич. ежегоднике, вычисляются по этим теориям. Вторая группа методов теории планетных возмущений основана на вычислении возмущений непосредственно в координатах планет. Осн. идея их состоит в том, что координаты планет в истинном движении представляются в виде суммы координат невозмущ. движения и возмущений. Правые части дифференц. уравнений для возмущений координат разлагаются в ряды по степеням возмущений, и на каждом этапе процесса последоват. приближений в правые части подставляются значения, известные из решения предшествующего этапа. Поэтому на каждом этапе этого процесса приходится иметь дело с системой линейных неоднородных дифференц. уравнений, причём решение соответствующей однородной системы (системы в вариациях) известно благодаря знанию общего решения задачи двух тел. В кон. 19 в. амер. астроном Ньюком построил таким путём Д. т. Меркурия, Венеры, Земли, Марса, Урана и Нептуна, а др. амер. астроном Хилл — Д. т. Юпитера и Сатурна. Ньюкомовские Д. т. внутр. планет были существенно переработаны и усовершенствованы совр. амер. учёными Клеменсом и Данкомом.

В основе любого метода построения Д. т. лежит разложение в ряд пертурбационной функции R — функции, градиент к-рой равен возмущающей силе. Наиболее общее разложение этой функции в ряд имеет вид

$$R=\sum A_{qq's s' j}\cos[qM+q'M'+s\omega+ +s'\omega'+j(\Omega-\Omega')],$$

где M и M' — *аномалии средние* соответственно возмущаемой и возмущающей планет; ω, ω' — угловые расстояния перигелиев их орбит от соответствующих восходящих узлов; Ω, Ω' — долготы этих узлов; $A_{qq's s' j}$ — коэф., зависящий от больших полуосей a, a', эксцентриситетов e, e' и наклонов орбит i, i'; q, q', s, s' и j — целочисленные индексы, по к-рым проводится суммирование, причём s и s' — числа одинаковой чётности. В классич. Д. т. больших планет в целях сокращения объёма вычислений употреблялось более простое четырёхаргументное разложение пертурбац. функции, получающееся, когда за осн. плоскость отсчёта выбирается плоскость орбиты возмущающей планеты. При учёте возмущений от разных планет это приводит к необходимости преобразовывать системы координат. В невозмущ. движении средние аномалии являются линейными функциями времени, а перигелии и узлы планетных орбит — неподвижны. В реальном возмущ. движении долготы перигелиев и узлов также становятся функциями времени, причём для большинства планет они могут быть представлены в виде суммы линейной функции времени и ряда чисто тригонометрич. членов. Однако, если периоды средних аномалий измеряются в среднем годами (периоды обращения планет), то периоды долгот перигелиев и узлов составляют сотни тысяч лет.

Чисто тригонометрич. Д. т. больших планет до сих пор не построены из-за вычислит. трудностей, связанных с огромным числом членов, к-рые нужно удерживать в тригонометрич. рядах. Найдены лишь нач. члены (первого порядка относительно эксцентриситетов и наклонов) таких тригонометрич. разложений. Для практич. целей нет необходимости иметь Д. т. больших планет, пригодные более чем на неск. сотен лет. Поэтому во всех вышеупомянутых практически используемых Д. т. долготам перигелиев и узлов придаются в первом приближении их совр. числ. значения. В силу этого пертурбац. функция может быть представлена тригонометрич. рядом лишь по кратным средних аномалий. Это упрощение уже после первого приближения влечёт за собой появление в координатах планет членов, амплитуда к-рых может стать неограниченно большой (смешанные члены), а в выражениях для эксцентриситетов и наклонов возникают члены, пропорциональные t (вековые члены). Все такого рода члены вызваны лишь методом построения существующих Д. т. и фактически представляют собой нач. члены разложений в ряд по степеням t тригонометрич. членов очень долгого периода. Большие трудности в построении Д. т. вызывают также резонансные случаи, когда отношение *средних движений* n и n' двух планет близко к отношению двух небольших целых чисел (см. *Резонанс орбитальный*). Д. т. Луны в математич. отношении более совершенны, чем Д. т. больших планет. Перигей и узел орбиты Луны движутся настолько быстро (их периоды составляют соответственно 8,85 и 18,6 лет), что даже в первом приближении их нельзя считать неподвижными. Поэтому все Д. т. Луны строятся так, чтобы её координаты представлялись рядами чисто тригонометрич. членов. Наибольшее значение имеют две Д. т. Луны. Первая — это чисто буквенная теория в элементах, построенная франц. учёным Делоне во второй пол. 19 в. (см. *Делоне элементы*). В ней все параметры сохранены в буквенном виде. Метод, введённый Делоне, представляет собой своеобразную модификацию и обобщение метода вариации произвольных постоянных. На каждом шаге в этом методе из пертурбац. функции выделяются постоянный и важнейший периодич. члены. Эта упрощённая система легко интегрируется, и постоянные интегрирования принимаются за новые переменные на следующем шаге. Так последовательно из пертурбац. функции выделяются все существенные периодические члены. Метод Делоне в значительно модифицированной форме, известной под назв. метода Цейпеля, является одним из самых эффективных методов аналитич. небесной механики. Им широко пользуются при построении Д. т. ИСЗ, ИСЛ и мн. небесных тел. Но по точности теория движения Луны по Делоне неск. уступает более совр. теории Хилла — Брауна, на основе к-рой сейчас вычисляются координаты Луны, публикуемые в астрономич. ежегодниках. В этой теории строятся тригонометрич. ряды непосредственно для координат Луны, причём за первое приближение здесь принимается не кеплеровский эллипс, а т. н. вариационная кривая, учитывающая важнейшие солнечные неравенства в движении Луны, но не учитывающая её эксцентриситет и наклон орбиты. Вариационная кривая представляет собой частное периодич. решение упрощённых уравнений движения Луны и служит примером эффективного использования теории периодич. орбит в задачах небесной механики. Дальнейшие приближения к истинному движению Луны строятся методом неопредел. коэффициента. Причём определяемыми величинами являются не только коэф. тригонометрич. членов, но и частоты угловых аргументов, связанных с движением перигея и узла Луны.

Д. т. др. тел Солнечной системы развиты менее детально и в своих осн. чертах примыкают либо к Д. т. больших планет (Д. т. малых планет, галилеевых спутников Юпитера и т. д.), либо к Д. т. Луны (Д. т. большинства спутников планет).

Точность Д. т. зависит как от точности знания параметров, входящих в теории, так и от точности самих используемых разложений. Существующие Д. т. дают ошибку в координатах Луны порядка неск. сотен метров, в координатах внутр. планет — неск. сотен километров. Др. методы вычислений координат сейчас могут в ряде случаев дать большую точность. Этим объясняется то, что координаты внеш. планет — Юпитера, Сатурна, Урана, Нептуна и Плутона — вычисляются в сов. и англо-амер. астрономич. ежегодниках на основе результатов числ. интегрирования уравнений движения этих планет с 1653 по 2060. Однако числ. теории не вскрывают качеств. закономерностей движения и могут описывать движение лишь в интервале интегрирования. В нек-рых случаях успех достигается сочетанием аналитич. и численной теорий. Примером может служить теория восьмого спутника Юпитера (случай больших эксцентриситетов и наклонов), построенная франц. учёным Ковалевским методом гармонич. анализа по данным числ. интегрирования.

Развитие Д. т. идёт по трём путям: привлечение новых радиолокац. и лазерных наблюдений для повышения точности определения параметров, совершенствование математич. методов, лежащих в основе теорий, и использование ЭВМ для проведения аналитич. (буквенных) операций. *В. А. Брумберг.*

ДВУХКОМПОНЕ́НТНОЕ РАКЕ́ТНОЕ ТО́ПЛИВО — *химическое ракетное топливо* для ЖРД и ГРД, состоящее из двух раздельно хранящихся компонентов: окислителя и горючего. Различают *жидкое ракетное топливо* и *гибридное ракетное топливо*. По сравнению с *однокомпонентным ракетным топливом* Д. р. т. менее взрывоопасно, даёт возможность широкого выбора компонентов, что позволяет получить более значит. уд. импульс. Основные Д. р. т.— *четырёхокись азота* или *азотная кислота* и *диметилгидразин несимметричный*, *кислород жидкий* и *керосин*, жидкие кис-

Л. С. Дёмин

В. А. Джанибеков

лород и водород, фтор и водород и др. Д. р. т.— осн. топливо совр. ЖРД.

ДВУХОСНО́ВНОЕ ТО́ПЛИВО — то же, что *коллоидное твёрдое ракетное топливо*.

ДЕАЭРА́ЦИЯ ТО́ПЛИВА (от лат. de — приставка, означающая удаление, и греч. aḗr — воздух) — удаление растворённого газа из нек-рых компонентов топлива, заправляемых в РН или КА. В *заправочных системах* Д. т. проводится для предотвращения выделения значит. кол-ва газа в виде газовых пузырей, при темп-рном переходе системы газ — жидкость в новое равновесное состояние или при уменьшении давления в жидкости. Необходимость в Д. т. связана с тем, что уменьшение давления в газовой подушке топл. баков РН (КА) или увеличение темп-ры продукта в тех же баках приводит к выделению растворённого газа в виде микропузырьков. Последнее же изменяет условия подачи компонента топлива в ДУ и резко снижает охлаждающую способность компонента топлива в случае его применения для охлаждения камеры сгорания ДУ.

Д. т. основана на уменьшении парциального давления газа у поверхности раздела газ — жидкость с последующим удалением выделившегося газа. Это достигается вакуумированием пространства ёмкости над жидкостью, удалением растворённых газов парами деаэрируемого топлива; удаление растворённых газов — *барботированием топлива* посторонним газом (в частности, гелием). Последний метод наиболее прост: в ёмкость через коллектор подаётся гелий, к-рый, барботируя топливо, создаёт условия для выделения из него растворённых газов. Массообмен между барботируемым топливом и гелием интенсифицируется перемещением топлива по кольцу ёмкость—насос — ёмкость. Выделившийся из топлива газ удаляется из ёмкости вместе с гелием. После достижения требуемого парциального давления растворённого газа барботирование топлива газом прекращается.

ДЕЗОДОРА́ЦИЯ (от франц. dés — приставка, означающая удаление, уничтожение, и лат. odoratio — запах) — искусственное устранение неприятно пахнущих газообразных веществ, напр. в кабине КК, образующихся при хранении и переработке отходов жизнедеятельности, а также выделяющихся полимерными материалами и оборудованием. Отходы жизнедеятельности могут дезодорироваться добавлением консервантов, препятствующих броженію и гниению; питьевая вода может обрабатываться окислителями (перманганат калия, перекись водорода, активный хлор, озон) или же пропускаться через активированный уголь (дезодорирующий патрон).

ДЕЗОРИЕНТА́ЦИЯ (франц. désorientation, от dés — приставка, означающая удаление, утрату, и orientation — ориентация) — потеря человеком пространственной ориентации. Д. в ходе космич. полёта может явиться одной из причин ошибочных действий космонавта. При Д. он может потерять представление о направлении полёта, о положении в пространстве по отношению к естеств. координатам. В результате Д. у космонавта возникают различного рода иллюзии: вестибулярные (крена КК и горизонтального или перевёрнутого полёта и др.); зрительные (кажущееся перемещение фиксируемых взглядом неподвижных отметок, кажущееся движение неподвижной точки и др.). Имеются данные, что с момента наступления невесомости пространственные иллюзии возникают у большинства людей. Проблема Д. продолжает оставаться актуальной в космонавтике.

ДЕКАЛЬЦИНА́ЦИЯ (от лат. de — приставка, означающая удаление, и calcium — кальций) — потеря организмом кальция при невесомости в результате усиленного выведения его из костной системы с мочой и калом. В условиях имитации невесомости (погружение в воду) кол-во выводимого кальция в равные промежутки времени в неск. раз меньше. Относит. Д. организма может, по-видимому, рассматриваться как следствие общего нарушения водно-минерального обмена в космич. полёте. Почти у всех космонавтов были установлены выраженные влагопотери, уменьшение массы достигало 0,5—7 кг. Подобного рода сдвиги сопряжены с изменениями и в др. звеньях кальциевого обмена, связанными с общими нарушениями механизмов нейроэндокринной регуляции. Вероятность глубокого развития процесса Д. в условиях длит. полёта, как предполагали многие исследователи, вызывает сомнения (зарегистрированные утраты кальция в максимуме не превышали 10—15%). Очевидно, важное значение имеют индивидуальные особенности организма и его адаптационные возможности. Для снижения Д. применяют интенсивные физ. тренировки. Исследуются также фармакологич. средства.

ДЕКОМПРЕ́ССИЯ (от лат. de — приставка, означающая удаление, движение вниз, и compressio — сжатие, сдавливание) — понижение давления газовой среды. При подъёмах на самолётах с открытой кабиной, при испытаниях в барокамере и при разгерметизации кабин ЛА возникающий перепад давления может вызвать у человека при отсутствии спец. оборудования и снаряжения (*кислородно-дыхательной аппаратуры*, *скафандра*) острое кислородное голодание, повышение внутриальвеолярного давления, расширение газов в желудочно-кишечном тракте, полости ср. уха и придаточных пазухах носа, а при понижении давления до уровня, соответствующего высоте более 19 км, и «закипание» жидкости тела.

С точки зрения физиологии дыхания «космическая» высота достигается уже на уровне 16 км, поскольку после мгновенной Д. парциальное давление кислорода в альвеолах резко снижается до опасных для жизни значений 133—266 Па. Критич. для нетренированного человека высота составляет примерно 8 км. Т. н. резерв времени (продолжительность сохранения сознания) при Д., установленный в барокамерных экспериментах, соответствующих высоте 16 км, с участием человека, составляет примерно 15 с. Начиная с высоты 8 км (давление атмосферы 0,0355 МПа) могут проявиться декомпрессионные расстройства (см. *Болезнь декомпрессионная*).

ДЕКОМПРЕ́ССИЯ ВЗРЫВНА́Я — внезапное (до 1 с) падение барометрического давления в кабине ЛА, скафандре, происходящее вследствие нарушения их целостности или герметичности (см. *Герметическая кабина*, *Скафандр*, *Болезнь декомпрессионная*). Гл. опасность при Д. в.— наступление острой, молниеносной формы кислородного голодания. Действие же механич. эффектов перепада давления зависит от исходного уровня давления, определяющего плотность газа в лёгких; значения перепада давления; скорости перепада; фазы дыхания, во время к-рой происходит перепад; состояния проходимости воздухоносных путей; общего состояния организма и его функциональных систем. При этом большое значение имеют состояния лёгких и мышечный тонус при воздействии перепада давления.

При значительных размерах Д. в. в результате внезапного расширения находящегося в лёгких воздуха и увеличения объёма лёгких может возникнуть ушиб поверхности лёгких о внутр. стенку грудной клетки или разрыв стенок и лёгочных альвеол.

ДЕЛОНЕ́ ЭЛЕМЕ́НТЫ — канонические переменные L, G, H, l, g, h *эллиптического движения*. Д. э. связаны с кеплеровскими *элементами орбиты* соотношениями:

$$L=\sqrt{\mu\cdot a},\ G=L\sqrt{1-e^2},$$
$$H=G\cdot\cos i,$$

$$l=\frac{\sqrt{\mu}}{a^{3/2}}(t-\tau),\ g=\omega,\ h=\Omega,$$

где μ — произведение гравитац. постоянной на сумму масс в *задаче двух тел*. Уравнение *возмущённого движения* в Д. э. при потенциальных силах можно записать в форме Гамильтона (см. *Гамильтона уравнения*).

ДЁМИН Лев Степанович (р. 1926) — космонавт СССР, полковник, Герой Сов. Союза (1974), лётчик-космонавт СССР (1974), канд. технич. наук (1963). Чл. КПСС с 1956. После окончания в 1956 Военно-возд. инж. академии им. Н. Е. Жуковского работал в н.-и. орг-циях ВВС. В 1963—78 в отряде космонавтов. 26—28 авг. 1974 совм. с Г. В. *Сарафановым* совершил полёт на КК «Союз-15» (в качестве бортинженера). Полёт продолжался 2 сут 12 мин 11 с. Награждён орденом Ленина и медалями, а также иностр. орденом. Почётный гражданин городов Калуга, Гагарин, Джезказган, Тамбов, Целиноград.

ДЕМПФИ́РОВАНИЕ УГЛОВЫ́Х ДВИЖЕ́НИЙ космического аппарата (от нем. dämpfen — уменьшать, заглушать) — гашение угловых скоростей КА. Активное демпфирование выполняется исполнит. органами системы управления ориентацией КА, пассивное — за счёт сил трения в сочленениях КА, вязкости жидкости, гистерезиса при перемагничивании магнитных частей КА в магнитном поле планеты, вихревых токов в оболочке КА и т. д. В результате пассивного демпфирования кинетич. энергия колебаний или вращения КА переходит в тепловую и рассеивается. Д. у. д. придаёт КА устойчивое ориентированное положение, стабилизирует вращение.

ДЕСАТУРА́ЦИЯ (от лат. de — приставка, означающая удаление, и позднелат. saturatio — насыщение) — метод предупреждения декомпрессионных расст-

ройств, широко применяемый в авиации и при экспериментальных подъёмах в *барокамере*. Д. заключается в вымывании азота из организма человека путём вдыхания чистого кислорода в течение определ. времени перед полётом или шлюзованием. В течение 15 мин из организма выводится $^1/_3$ содержащегося в крови и тканях азота, за 1 ч — до $^2/_3$. Полная Д. в обычных условиях невозможна, т. к. азот диффундирует через кожу. Д. может оказаться необходимой в космич. полётах при выходе космонавта в скафандре из герметич. отсека в открытый космос, при переходе из орбит. станции или КК в др. КК, при выходе на поверхность планеты только в том случае, если при этом происходит изменение барометрич. давления или газового состава атмосферы, в к-рой находился космонавт.

ДЕСО́РБЕР (от лат. de — приставка, означающая удаление, и sorbeo — поглощаю) — аппарат для удаления с поверхности твёрдого пористого поглотителя (наиболее распространены в СЖО обитаемых КА) или из жидкости газо- и парообразных веществ. Для регенерируемых сорбентов *адсорбер* одновременно (в цикле регенерации сорбента) является Д., в ряде схем регенерации воздуха герметич. кабин Д. и адсорбер могут быть самостоятельными аппаратами. Десорбция осуществляется повышением темп-ры сорбента, вакуумированием, продувкой сорбента инертным газом, а также сочетанием этих способов.

ДЖАНИБЕ́КОВ Владимир Александрович (р. 1942) — космонавт СССР, полковник, дважды Герой Сов. Союза (1978, 1981), лётчик-космонавт СССР (1978). Чл. КПСС с 1970. Окончил Ейское высшее авиац. уч-ще лётчиков (ныне им. В. М. Комарова) в 1965, служил лётчиком-инструктором в ВВС. С 1970 в отряде космонавтов. 10—16 янв. 1978 совм. с О. Г. *Макаровым* совершил полёт на КК «Союз-27» (в качестве командира) и на орбитальной станции «Салют-6» с пристыкованным к ней КК «Союз-26» (экипаж Ю. В. *Романенко*, Г. М. *Гречко*). Полёт продолжался 5 сут 22 ч 58 мин 58 с. Возвратился на Землю на КК «Союз-26». 22—30 марта 1981 совм. с Ж. *Гуррагча* совершил полёт на КК «Союз-39» (в качестве командира) и на орбит. станции «Салют-6» (осн. экипаж В. В. *Ковалёнок*, В. П. *Савиных*) с пристыкованным к ней КК «Союз Т-4». Полёт продолжался 7 сут 20 ч 42 мин 3 с. 24 июня — 2 июля 1982 совм. с А. С. *Иванченковым* и Ж. Л. *Кретьеном* совершил полёт (в качестве командира) на КК «Союз Т-6» и на орбит. станции «Салют-7» (осн. экипаж А. Н. *Березовой*, В. В. *Лебедев*) с пристыкованным к ней КК «Союз Т-5». Время полёта 7 сут 21 ч 50 мин 52 с. 17—25 июля 1984 совм. с С. Е. *Савицкой* и И. П. Волком совершил полёт (в качестве командира) на КК «Союз Т-12» и на орбит. станции «Салют 7» (осн. экипаж Л. Д. *Кизим*, В. А. Соловьёв, О. Ю. Атьков) с пристыкованным к ней КК «Союз Т-11». Во время полёта, длившегося 11 сут 19 ч 14 мин 36 с, совм. с Савицкой осуществил выход в открытое космич. пространство, провёл испытания нового универс. ручного инструмента, предназнач. для выполнения в условиях открытого космоса сложных технологич. операций. За 4 рейса в космос налетал 33 сут 12 ч 46 мин 29 с. Награждён 4 орденами Ленина, орденом Красной Звезды и медалями, а также иностр. орденами. Д. присвоено звание Герой МНР. Золотая медаль (Франция). Почётный гражданин городов Аркалык, Чирчик, Газалкент, Черкесск, Калуга, Гагарин (СССР), Хьюстон (США).

ДЖЕЙ-2 (J-2) — американский ЖРД, разработан фирмой «Рокетдайн» (Rocketdyne) в 1960—66 для 2-й ступени РН «*Сатурн*-1В» и 2-й и 3-й ступеней РН «Сатурн-5». Топливо двухкомпонентное (окислитель — жидкий кислород, горючее — жидкий водород) с соотношением компонентов 5,5; тяга в пустоте 1,023МН; уд. импульс в пустоте 4168 м/с; масса конструкции 1567 кг; выс. 3,38 м; диам. 2,05 м; продолжительность работы в полёте 480 с (предусмотрено двукратное включение).

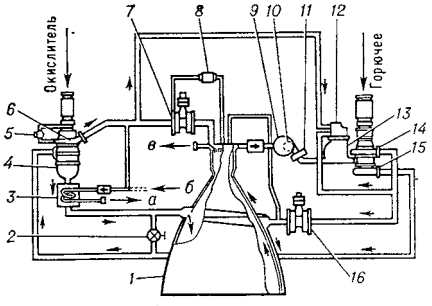


Схема ЖРД Джей-2: *1* — камера; *2* — перепускной клапан; *3* — теплообменник; *4, 15* — турбины; *5* — регулятор соотношения топливных компонентов; *6, 14* — насосы; *7, 16* — главные клапаны; *8* — клапан системы зажигания; *9* — пусковой бачок; *10* — бачок газообразного гелия; *11, 12* — клапаны; *13* — газогенератор; *а* — наддув бака окислителя; *б* — газообразный гелий от бортового источника; *в* — наддув бака горючего

ЖРД состоит из камеры, ТНА подачи окислителя, ТНА подачи горючего, газогенератора, агрегатов автоматики и др. Камера содержит сопло с геометрич. степенью расширения 27,5 и плоскую смесит. головку, в к-рой св. 600 двухкомпонентных распылит. элементов расположены по концентрич. окружностям. Эти элементы — коаксиального типа, с трубчатой форсункой окислителя и навинченной на неё форсункой горючего. Форсунки окислителя выполнены заодно со ср. днищем смесит. головки. Внутр. днище — из пористого материала, охлаждаемое горючим. В центре смесит. головки предусмотрено гнездо под установку электроискрового зажигательного устройства. Корпус камеры образован трубками: 360 установлены по всей длине камеры и 180 расположены между ними на выходном участке сопла (начиная со степени расширения 12). Горючее после насоса используется для регенеративного охлаждения камеры: из приёмного коллектора поступает по коротким трубкам к коллектору на выходе из сопла, из к-рого по длинным трубкам направляется для впрыска в камеру сгорания. Рабочее давление в ней 5,38 МПа.

Газогенератор работает на компонентах топлива с избытком горючего (массовое соотношение компонентов 0,94). Образующийся газ используется последовательно для привода ТНА подачи горючего и ТНА подачи окислителя, после чего сбрасывается в камеру.

ТНА — одновальные, состоят из насоса соответствующего компонента топлива и двухступенчатой турбины; подшипники смазываются компонентом топлива. Мощность ТНА подачи горючего 6,1 МВт, частота вращения 454 c^{-1}. Мощность ТНА подачи окислителя 1,71 МВт, частота вращения 145 c^{-1}. На выходе из турбины ТНА подачи окислителя установлен теплообменник для испарения жидкого кислорода либо подогрева газообразного гелия с целью получения газа для наддува бака окислителя. Бак горючего наддувается газообразным водородом, поступающим из коллектора смесит. головки камеры.

Предусмотрено регулирование соотношения компонентов топлива перепуском окислителя высокого давления на вход в насос (дроссель управляется электроприводом). При изменении соотношения компонентов от 5,5 до 4,5 тяга ЖРД уменьшается до 0,8 МН, а уд. импульс возрастает до 4227 м/с. Включение и выключение ЖРД производятся при помощи клапанов, управляемых газообразным гелием.

ЖРД крепится к РН или жёстко, или при помощи карданного подвеса, смонтированного на смесит. головке камеры и обеспечивающего поворот ЖРД в плоскостях тангажа и курса на угол ± 7,5°. С этой же целью в РН установлены силовые гидроприводы, давление в к-рых создаётся насосом, приводимым от ТНА подачи окислителя. См. вкл. XL.

«ДЖЕ́МИНИ» [англ. Gemini, букв.— Близнецы (созвездие)] — наименование серии американских двухместных КК. Программа «Д.» являлась подготовит. этапом программы «*Аполлон*». КК «Д.» состоит из отсека радиолокатора (передний), отсека системы ориентации, спускаемого аппарата (СА), имеющего форму усечённого конуса, и агрегатного отсека (задний). Агрегатный отсек отделяется перед входом в атмосферу, отсек радиолокатора — на выс. 15 км (опускается на парашюте). СА рассчитан на управляемый спуск с использованием *аэродинамического качества* (0,2) и парашютную посадку на воду. Заданный угол атаки на атм. участке спуска обеспечивают двигатели ориентации СА.

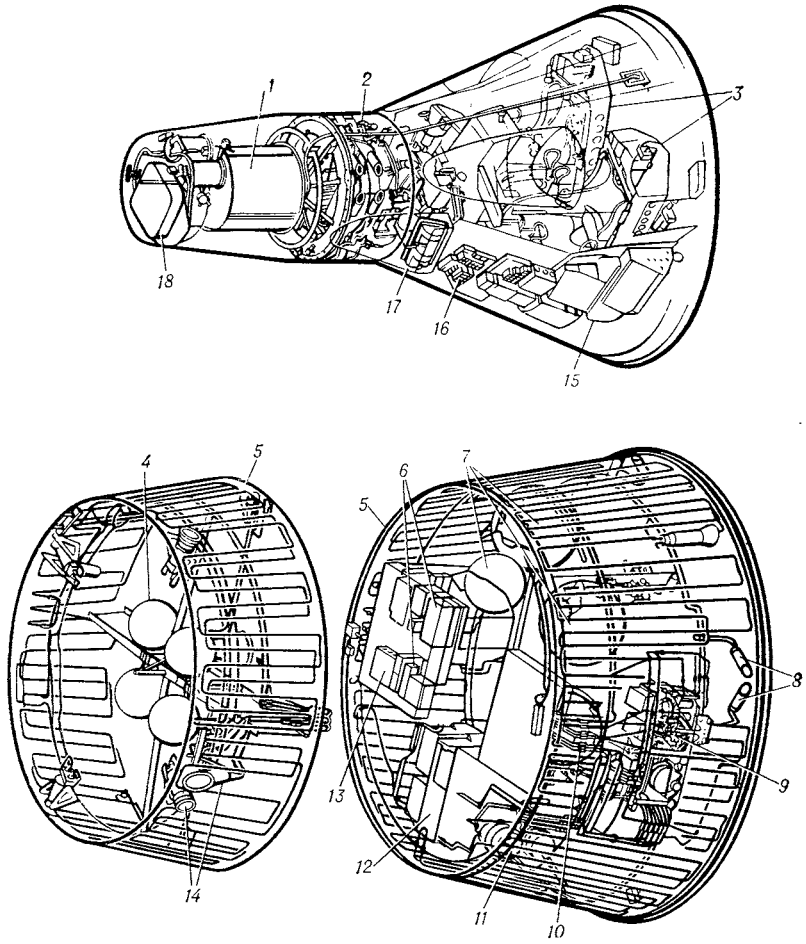
Масса КК «Д.» 3,2—3,8 т, дл. 5,79 м, макс. диам. 3,05 м. К днищу СА крепится теплозащитный экран из кремнийорганич. каучука. Объём кабины (свободный) до 1,6 м³. В ней установлены два катапультируемых кресла. Давление кислородной атмосферы 36 кПа, номинальная темп-ра в кабине 26,6 °С. Электропитание КК (до отделения агрегатного отсека) — от двух установленных в нём параллельно соединённых батарей водородно-кислородных *топливных элементов* мощностью по 1 кВт. Вода, образующаяся в этих элементах, служит для питья. После отделения агрегатного отсека электропитание СА — от четырёх серебряно-цинковых батарей ёмкостью по 45 А·ч. В системе терморегулирования КК используется циркуляция хладагента и предусмотрен радиатор для отвода теплоты в космос. КК «Д.» снабжён инерциальной системой управления с собств. источниками электропитания. Масса инерциального измерит. блока 52,6 кг, бортовой ЦВМ 26 кг, ёмкость осн. памяти $1{,}56 \cdot 10^5$ бит. Дополнит. память (на магнитной ленте) имеет ёмкость $1{,}25 \cdot 10^7$ бит. В системе ориентации используются ИК датчики горизонта, в системе сближения на орбите — радиолокатор с дальностью действия до 460 км. Радиосистема КК работает в метровом и дециметровом диапазонах. КК «Д.» имеет 16 ЖРД системы ориентации тягой по 110 Н, 16 ЖРД системы маневрирования на орбите тягой 110, 380 или 440 Н и 4 тормозных РДТТ тягой по 10,2 кН. ЖРД

работают на самовоспламеняющемся топливе (четырёхокись азота и монометилгидразин). Парашютная система КК включает тормозной (с диам. купола 5,5 м), вытяжной и осн. (диам. купола 25,6 м) парашюты. Вертик. составляющая скорости при ударе о воду 9 м/с.

На КК «Д.» проводились медико-биол. исследования, наблюдение и фотографирование Земли, облачного покрова и небесных тел, изучение радиац. и метеорной обстановки, эксперименты по автономной навигации с помощью ручного секстанта и пр. На КК «Д.» осуществлено 5 выходов космонавтов в открытый космос (макс. длительность 129 мин) и 4 сеанса экспериментов при открытом люке (макс. длительность 149 мин). При выходах космонавты крепились к КК фалом дл. 7,6 или 9 м. Кислород в скафандр поступал по трубопроводу, проложенному в фале. Кроме того, был предусмотрен аварийный запас кислорода (на 9—12 мин) в нагрудном ранце. При нек-рых выходах опробовались ручное реактивное устройство для перемещения в открытом космосе и ранцевая установка того же назначения. КК «Д.» осуществляли сближение на орбите со спец. отделившимся от КК ИСЗ «РЭП» и со спутниками-мишенями на базе ракеты «Аджена-D», а КК «Д.-6» 15.12.1965 сблизился до 0,3 м с КК «Д.-7». Успешно проведены четыре эксперимента по стыковке на орбите КК «Д.» с ракетами «Аджена-D». В двух случаях включался ЖРД ракеты, к-рый переводил ракету с пристыкованным к ней КК на орбиту с выс. в апогее до 1370 км. Проведены 2 эксперимента по групповому полёту связанных тросом КК «Д.» и ракеты «Аджена-D». Трос к ракете крепил космонавт во время выхода в открытый космос, когда КК и ракета были в состыкованном состоянии. Затем ракета отделялась, и с помощью двигателей КК системе КК — ракета придавалось вращат. движение вокруг общего центра масс. КК «Д.» выводились на орбиты РН «Титан-2» (стартовая масса РН с КК 148,5 т). Всего осуществлено 12 полётов КК «Д.». При 10 полётах на борту КК находились космонавты.

Полёты КК «Джемини»

КК	Дата запуска и возвращения на Землю	Экипаж	Продолжительность полёта (число витков)	Начальные параметры орбиты: высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град	период обращения, мин
«Джемини-1»	8.4.1964	—	96 ч (64)	160	328	32,5	89
«Джемини-2»	19.1.1965	—		Запуск по баллистической траектории			
«Джемини-3»	23.3.1965	В. Гриссом, Дж. Янг	4 ч 53 мин (3)	161	240	32,6	88,3
«Джемини-4»	3.6—7.6.1965	Дж. Макдивитт, Э. Уайт	97 ч 56 мин 11 с (62)	164	443	32,5	~90
«Джемини-5»	21.8—29.8.1965	Г. Купер, Ч. Конрад	190 ч 55 мин 14 с (120)	196	303	32,6	89,4
«Джемини-7»	4.12—18.12.1965	Ф. Борман, Дж. Ловелл	330 ч 35 мин 31 с (206)	161	328	28,9	89,3
«Джемини-6»	15.12—16.12.1965	У. Ширра, Т. Стаффорд	25 ч 51 мин 24 с (15)	161	260	28,9	88,6
«Джемини-8»	16.3.1966	Н. Армстронг, Д. Скотт	10 ч 41 мин 26 с (6)	159	266	28,9	88,6
«Джемини-9»	3.6—6.6.1966	Т. Стаффорд, Ю. Сернан	72 ч 21 мин (44)	270	274	28,9	89,8
«Джемини-10»	18.7—21.7.1966	Дж. Янг, М. Коллинз	70 ч 46 мин 39 с (43)	161	270	28,9	88,6
«Джемини-11»	12.9—15.9.1966	Ч. Конрад, Р. Гордон	71 ч 17 мин 8 с (44)	161	280	28,9	88,7
«Джемини-12»	11.11—15.11.1966	Дж. Ловелл, Э. Олдрин	94 ч 34 мин 31 с (59)	161	281	28,9	88,7



Основное бортовое оборудование КК «Джемини»: *1* — контейнер с парашютной системой; *2* — отсек системы ориентации; *3* — катапультируемые кресла; *4* — тормозная двигательная установка; *5* — секции агрегатного отсека; *6* — блоки оборудования радиосистемы; *7* — топливные баки ЖРД; *8* — ЖРД ориентации; *9* — насос хладагента; *10* — бак с жидким кислородом; *11* — бачок с питьевой водой; *12* — топливные элементы; *13* — блок приборного оборудования; *14* — ЖРД маневрирования; *15* — оборудование инерциальной системы наведения; *16* — оборудование системы электропитания; *17* — инфракрасные датчики горизонта; *18* — антенна радиолокатора

«ДИАМА́Н» (франц. Diamant, букв.— алмаз) — наименование 3-ступенчатых французских РН. Созданы три модификации — «Д.-А», «Д.-В» и «Д.-В/Р-4». Полезный груз при выводе на орбиту выс. 500 км соответственно 80, 115 и 150 кг.

Стартовая масса РН «Д.-А» 18,4 т, дл. 19 м (с полезным грузом), макс. диаметр корпуса 1,4 м, размах стабилизатора 2,7 м. 1-я ступень («Эмерод») имеет стартовую массу 14,7 т (в т. ч. топливо 12,8 т), дл. 10 м, диам. 1,4 м, конструкционный материал — сталь; ЖРД — «*Вексен*», топливо — азотная кислота и скипидар, тяга на земле 274 кН, продолжительность работы 95 с, система подачи вытеснительная. 2-я ступень («Топаз») имеет стартовую массу 2,9 т (в т. ч. топливо 2,23 т), дл. 4,7 м, диам. 0,8 м. Конструкционный материал — сталь. Оснащена РДТТ с четырьмя качающимися соплами, тяга в пустоте 150 кН, давление в камере 3,5 МПа, продолжительность работы 44 с. 3-я ступень («Рубис») имеет стартовую массу 0,71 т (в т. ч. топливо 0,64 т), дл. 2,06 м, диам. 0,65 м. Оснаще-

на РДТТ тягой в пустоте до 52 кН, продолжительность работы 43 с. В 1965—67 с космодрома Хаммагир произведено четыре запуска РН «Д.-А», все успешные. Полезный груз: ИСЗ «А-1», «Диапазон», «Диадем-1, -2».

Стартовая масса РН «Д.-В» 24 т, дл. 23 м (с полезным грузом), макс. диаметр корпуса 1,4 м, размах стабилизатора 2,7 м. 1-я ступень («Аметист») имеет стартовую массу 20 т (в т. ч. топливо 17,8 т), дл. 14,2 м, диам. 1,4 м. 2-я и 3-я ступени, как у РН «Д.-А». В 1967—73 с космодрома Куру произведено 5 запусков РН «Д.-В», 3 из них успешные. Полезный груз: ИСЗ «Диал», «Пэол», «Турнесоль».

Стартовая масса РН «Д.-В/Р-4» 26,4 т, дл. 21,6 м (с полезным грузом), макс. диам. 1,5 м. 1-я ступень («Аметист»), как у РН «Д.-В». 2-я ступень (Р-4) имеет стартовую массу 4,78 т (в т. ч. топливо 4 т), дл. 2,28 м, диам. 1,5 м. Оснащена РДТТ «Рита-1» тягой (в пустоте) 205 кН, продолжительность работы 62 с. 3-я ступень (Р-0,68) имеет стартовую массу 0,78 т (в т. ч. топливо 0,68 т), дл. 1,67 м, диам. 0,8 м. Оснащена РДТТ с корпусом из стеклопластика. Тяга (в пустоте) 51 кН, продолжительность работы 46 с. Масса головного обтекателя 0,135 т, дл. 3,47 м, диам. 1,38 м, полезный объём 1,5 м³. В 1975 с космодрома Куру произведено 3 запуска РН «Д.-В/Р-4», все успешные. Полезный груз: ИСЗ «Старлет», «Поллукс» и «Кастор» (одной РН); «Аура».

Системы наведения РН «Д.» не имеют. Системами управления полётом снабжены 1-я и 2-я ступени, 3-я ступень стабилизируется вращением; её ориентацию параллельно земному горизонту обеспечивают микродвигатели на сжатом азоте.

ДИАПАЗО́Н РАДИОЧАСТО́Т — область частот электромагнитных колебаний, частично перекрывающаяся в верхней части с частотами ИК излучения, в нижней — с частотами электрических колебаний звуковой частоты. В соответствии с междунар. *регламентом радиосвязи* применяемые радиочастоты делятся на 9 диапазонов, обозначаемых номерами от 4 до 12 (см. табл.).

В нек-рых странах применяется также своё разбиение Д. р. Напр., в США принята след. классификация радиочастот, используемых для связи через ИСЗ: диапазон L (0,39—1,55 ГГц), диапазон S (1,55—5,2 ГГц), диапазон C (3,9—6,2 ГГц), диапазон X (5,2—10,9 ГГц), диапазон K (10,9—36 ГГц), диапазон Q (36—46 ГГц) и диапазон V (46—56 ГГц). Для целей *космической связи* используются гл. обр. радиочастоты от 7-го до 12-го диапазонов (частоты выбираются с учётом особенностей *распространения радиоволн*). В соответствии с регламентом радиосвязи нек-рые полосы частот отводятся для каналов связи Земля — ИСЗ, другие — для каналов ИСЗ — Земля.

ДИБОРА́Н ЖИ́ДКИЙ B_2H_6 — сжиженный нормальный *бороводород*; низкокипящее горючее для ЖРД. Плотн. 430 кг/м³ (при —92,5 °С), $t_{пл} \approx$ —165,5°С, $t_{кип} \approx$ —92,5 °С. Очень токсичен (более, чем фтор). Д. ж. растворяется без разложения в углеводородах и нек-рых эфирах. Самовоспламеняется на воздухе при невысоких темп-рах (ниже 100 °С). Коррозионно малоактивен. В сочетании с *дифторидом кислорода жидким* и рядом др. окислителей образует высокоэффективное ракетное топливо.

ДИМЕТИЛГИДРАЗИ́Н НЕСИММЕТРИ́ЧНЫЙ $H_2N — N(CH_3)_2$ — *гидразина производное*; распространённое высококипящее горючее для ЖРД. Бесцветная гигроскопичная жидкость с аммиачным запахом. Плотн. 790,5 кг/м³ (при 20 °С), $t_{пл} \approx$ —57,2 °С, $t_{кип} \approx$ 63 °С. Токсичен. Д. н. при обычной темп-ре и в отсутствии воздуха стабилен, но при темп-рах выше 350 °С разлагается с выделением теплоты и образованием горючих газообразных продуктов; при перегревах в замкнутом пространстве взрывается. Более стабилен и менее взрывоопасен, чем гидразин и монометилгидразин. Д. н. устойчив при хранении в герметично закрытых ёмкостях. Растворим в воде, спиртах, углеводородах, аминах и эфирах. Коррозионно малоактивен по отношению ко мн. конструкционным материалам. В пром-сти получают взаимодействием хлорамина с диметиламином. В ракетной технике широко применяется в паре с *азотнокислотными ракетными окислителями* (напр., на РН «Космос», «Тор-Аджена») и четырёхокисью азота, с к-рыми образует самовоспламеняющиеся топлива. Используется также в паре с жидким кислородом (напр., в РД-119, установленном на 2-й ступени РН «Космос»). Д. н. входит в состав *аэрозина-50*, *хайдина*. Д. н. обычно обозначается в СССР как НДМГ.

ДИНА́МИКА ДВИЖЕ́НИЯ ИСКУ́ССТВЕННОГО СПУ́ТНИКА относительно центра масс — раздел *динамики космического полёта*, исследующий вращательное движение в основном неуправляемых искусственных спутников (ИС). Включает: анализ моментов сил, действующих на ИС; исследование стационарных режимов движения; исследование эволюции параметров вращения и *ориентации* ИС и их определение по данным наблюдений и др. Анализ движения ИС около центра масс необходим для привязки показаний приборов ИС к определ. направлениям в пространстве, для расчёта теплового режима работы СБ и др. систем ИС, при проектировании систем пассивной ориентации и стабилизации вращением, при точном расчёте орбиты ИС и времени их существования и т. д.

Движение ИС около центра масс условно разделяют на два осн. типа — ротационное и либрационное. Если кинетич. энергия вращения ИС существенно превосходит работу действующих на него моментов сил на фиксиров. интервале времени, то движение ИС относительно его центра масс на этом интервале времени близко к невозмущённому движению Эйлера — Пуансо. Малые возмущения, вносимые моментами сил, могут накапливаться с течением времени, приводя к существенной эволюции параметров вращения ИСЗ. Такой тип движения наз. ротационным. Если кинетич. энергия вращения ИС мала или сравнима с работой моментов сил на фиксиров. интервале времени, то возможно движение либрационного типа — колебания ИС около нек-рого ориентирующего направления (радиус-вектор, характеризующий положение ИС на орбите, вектор напряжённости земного магнитного поля и т. п.).

При исследовании движения ИС около центра масс применяются асимптотич. методы теории колебаний, теория устойчивости, численные и др. методы совр. анализа.

Моменты сил. Моменты сил, действующие на ИС, зависят от его положения и скорости вращения. В общем случае моменты сил сложным образом зависят от конфигурации ИС, распределения масс, свойств материала, из которого изготовлен ИС, и физ. свойств окружающего ИС пространства. Вычисление моментов сил представляет самостоятельную, достаточно сложную задачу. В совр. теории движения ИС относительно центра масс учитывается воздействие моментов сил: гравитационных; аэродинамич., в т. ч. диссипативных; электромагнитных, в т. ч. вызываемых вихревыми токами и магнитным гистерезисом; электростатич.; светового давления (от излучения Солнца и отражённого излучения Земли); от подвижных частей ИС и содержащихся в нём ёмкостей с жидким наполнением; от упругой и температурной деформаций частей спутника; от ударного воздействия микрометеоров и др.

Ориентация и либрационное движение ИС в гравитационном поле. В центральном гравитац. поле планеты теоретически возможно относительное равновесие, т. е. постоянная ориентация (стабилизация) ИС относительно его *осей ориентации*. В этом режиме центр масс ИС движется по круговой орбите, а гл. оси инерции ИС совпадают соответственно с радиусом-вектором ИС, с касательной к орбите в месте нахождения ИС и с нормалью к плоскости орбиты. Для устойчивости этого относит. равновесия достаточно, чтобы большая ось *эллипсоида инерции* была направлена по радиусу-вектору, меньшая ось — по нормали к плоскости орбиты, средняя ось — по касательной к орбите (рис. 1). Свойства такого движения используются при конструировании ИС с *гравитационной системой ориентации*. Пример естеств. гравитационно ориентированного тела представляет Луна, обращённая в своём движении одной и той же стороной к Земле. При отклонениях от положения устойчивого относит. равновесия ИС колеблется около этого положения. При малых амплитудах колебаний

Диапазоны радиочастот

Номер	Международное обозначение	Название	Границы по частоте	Границы по длине волны
4	VLF	Очень низкие частоты (ОНЧ)	3—30 кГц	100—10 км
5	LF	Низкие частоты (НЧ)	30—300 кГц	10—1 км
6	MF	Средние частоты (СЧ)	0,3—3 МГц	1000—100 м
7	HF	Высокие частоты (ВЧ)	3—30 МГц	100—10 м
8	VHF	Очень высокие частоты (ОВЧ)	30—300 МГц	10—1 м
9	UHF	Ультравысокие частоты (УВЧ)	0,3—3 ГГц	100—10 см
10	SHF	Сверхвысокие частоты (СВЧ)	3—30 ГГц	10—1 см
11	EHF	Крайне высокие частоты (КВЧ)	30—300 ГГц	1—0,1 см
12	—	Гипервысокие частоты (ГВЧ)	300—3000 ГГц	1—0,1 мм

продольные колебания (вдоль орбиты) не зависят от поперечных. Для больших амплитуд становится заметной «перекачка» колебат. энергии от поперечных колебаний к продольным и от продольных к

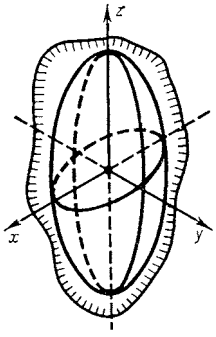


Рис. 1. Устойчивая ориентация тела в центральном гравитационном поле: направления осей: x — по касательной к круговой орбите; y — по нормали к плоскости орбиты; z — по радиусу-вектору спутника

поперечным, особенно существенная при соизмеримости их частот. В этих резонансных случаях область устойчивости в фазовом пространстве может стать весьма узкой, а требования к нач. данным, ограничивающим колебания в допустимых пределах,— весьма жёсткими.

На эллиптич. орбите относительного равновесия не существует, но аналогичную важную роль играют устойчивые периодич. колебания относительно радиуса-вектора. Эти периодич. колебания и движение в их окрестности исследованы достаточно подробно.

Если ИС обладает динамич. симметрией, то на круговой орбите существуют такие движения, когда ось симметрии остаётся неподвижной во вращающейся орбитальной системе координат. При этом ось симметрии нормальна либо к радиусу-вектору, либо к вектору скорости и составляет постоянный (в частности, нулевой) угол с нормалью к плоскости орбиты. Совпадение оси симметрии с нормалью возможно и на эллиптич. орбите. Такие движения, их устойчивость и движения, близкие к ним, также весьма детально изучены и могут быть использованы для создания определённым образом стабилизированных ИС.

Ориентация ИС моментами сил негравитационной природы. Аэродинамич. силы могут либо возмущать гравитац. ориентацию, либо способствовать ей. Принципиальный интерес представляет и чисто аэродинамич. ориентация по вектору скорости центра масс ИС. Моменты сил светового давления могут ориентировать ИС относительно направления на Солнце, а моменты магнитных сил — относительно вектора напряжённости магнитного поля Земли. Ввиду того, что вдоль орбиты вектор напряжённости магнитного поля меняется неравномерно, точная ориентация ИС по этому вектору недостижима. Можно лишь обеспечить устойчивые периодич. колебания ИС относительно вектора напряжённости магнитного поля и притом с достаточно малой амплитудой. Представляет также интерес вопрос о магнитных и др. возмущениях гравитац. ориентации, о совместном влиянии сил светового давления и гравитационных и т. д.

Ротационное движение. Моменты сил, действующих на ИС, в ряде случаев обладают силовой функцией. Это — моменты гравитац. сил, частично аэродинамич., магнитных сил и светового давления. Ротационное движение ИС под воздействием моментов сил, имеющих силовую функцию, в первом приближении (в смысле асимптотич. методов) определяется осреднённой по невозмущённому движению силовой функцией. Сложное возмущённое движение ИС в этом случае представляет собой суперпозицию двух движений: «быстрого» движения Эйлера — Пуансо относительно неизменного вектора кинетич. момента и «медленного» движения в пространстве самого вектора кинетич. момента. Это движение вектора кинетич. момента для широкого класса условий является примерно периодическим в системе координат, жёстко связанной с плоскостью орбиты ИС (рис. 2). При этом сама плоскость орбиты может изменять своё положение в пространстве из-за возмущающих сил, действующих на ИС.

Для реальных ИС период движения вектора кинетич. момента составляет от неск. суток до неск. недель. Периоды эйлерова движения ИС обычно равны неск. минутам. Описанная картина движения отвечает только нерезонансным случаям. Если между частотами эйлерова движения, орбитальной частотой и др. характерными частотами существуют соотношения, близкие к резонансным, то движение усложняется. Направление вектора кинетич. момента (как в нерезонансном случае), его модуль и движение относительно этого вектора испытывают значит. возмущения. Попадание нач. условий движения на резонанс маловероятно. Но в процессе эволюции движения под влиянием диссипативных факторов предельное движение может оказаться резонансным. Это подтверждают наблюдения естеств. небесных тел. Напр., вращение Луны можно трактовать как резонансное (резонанс 1:1 между частотами вращения и обращения). Между орбит. частотой Меркурия и частотой его вращения существует резонанс 2:3. Не исключено, что вращение Венеры тоже имеет резонансную природу. Это показывает, что резонансные движения не являются редкими. Движения специальным образом ориентиров. ИС также можно трактовать как близкие к резонансным. Однако в движении неориентированных ИС основными являются нерезонансные эффекты, такие, как прецессия вектора кинетич. момента вокруг: нормали к плоскости орбиты (под действием гравитац. момента), направления вектора скорости центра масс в перигее орбиты (под действием аэродинамич. момента), направления «среднего» вектора напряжённости магнитного поля (под действием магнитного момента) и т. д. Эти

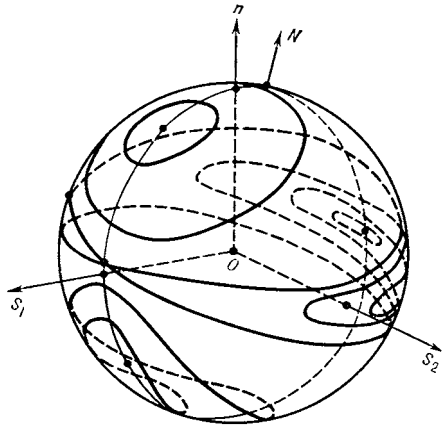


Рис. 2. Траектории возмущенного движения вектора кинетического момента на единичной сфере, жёстко связанной с плоскостью орбиты OS_1S_2 (n — нормаль к этой плоскости) вследствие одновременного влияния моментов сил гравитационных, магнитных, аэродинамических и прецессии плоскости орбиты относительно неподвижного в пространстве направления

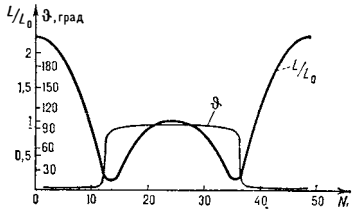


Рис. 3. Влияние аэродинамического пропеллирующего момента. Изменение со временем относительного значения L/L_0 модуля вектора кинетического момента и угла ϑ между этим вектором и осью спутника. N — число оборотов спутника по орбите, L_0 — начальное значение модуля вектора кинетического момента

эффекты складываются друг с другом и с эффектом *эволюции орбиты* (поворот плоскости орбиты в пространстве, движение перигея орбиты в её плоскости и т. д.). В результате получается достаточно сложная картина прецессионно-нутационного движения вектора кинетич. момента. На эту картину накладываются ещё диссипативные эффекты (от вихревых токов, трения в атмосфере и др.). Эти эффекты приводят к рассеянию кинетич. энергии вращения ИС. Угловая скорость вращения и модуль вектора кинетич. момента уменьшаются. Движение стремится в пределе, как правило, к вращению ИС вокруг оси наибольшего момента инерции, так что вытянутый ИС опрокидывается, а сжатый стабилизируется. Описанная картина движения наблюдалась у ряда советских и американских ИС (3-й сов. ИСЗ, «Электрон», «Эксплорер», «Пегас» и др.).

Спец. конфигурация ИС может стать причиной существ. эффектов в движении около центра масс, не укладывающихся в описанную выше картину. Так, панели СБ, установленные на ИС кососимметрично, создают в аэродинамич. потоке пропеллирующий момент, приводящий к долгопериодич. колебаниям угловой скорости ИС (модуля вектора кинетич. момента). Эти колебания могут иметь весьма большую амплитуду (угловая скорость меняется на порядок), в результате чего ИС долгопериодич. образом меняет режим движения, выходя из режима закрутки вокруг продольной оси в режим вращения вокруг поперечной оси и обратно; для сов. ИСЗ серии «Протон» периоды этих эффектов составляют неск. десятков часов (рис. 3).

Влияние моментов сил внутренней природы. Существенное влияние на движение ИС около центра масс оказывает жидкость, если она содержится в полостях ИС. Из-за вязкости жидкости кинетич. энергия вращения рассеивается; кинетич. момент сохраняется, и ИС стремится установиться во вращении вокруг оси макс. момента инерции. Задачи о движении ИС с полостями, наполненными жидкостью, являются самостоят. разделом динамики. В многочисл. работах сов. и зарубежных учёных рассмотрены вопросы устойчивости движения тела с жидким наполнением, вычислены времена переходных процессов для разных случаев, проанализировано влияние

формы полостей, внутр. перегородок в полостях и т. п.

Наличие твёрдых подвижных (напр., вращающихся) масс в ИС вносит добавочные возмущения в его движение. Напр., для правильного теплообмена внутри ИС создаётся принудит. циркуляция газов с помощью вентиляторов. Возмущения такого рода изменяют вращение ИС. При этом суммарный вектор кинетич. момента остаётся постоянным по модулю и направлению. Существенное прикладное значение имеет использование вращающихся масс для управления движением около центра масс, напр. для введения ИС в режим пассивной стабилизации.

Взаимосвязь поступательного и вращательного движений. Строго говоря, движение относительно центра масс и движение центра масс взаимосвязаны. Эволюция орбиты нешарового ИС вследствие сопротивления атмосферы зависит от ориентации ИС; с другой стороны, изменение ориентации зависит от параметров орбиты. Поступательное и вращательное движения в гравитац. поле взаимосвязаны из-за конечных размеров ИС. Суммарная сила тяготения, действующая на ИС, зависит от формы ИС и его ориентации. Однако для реальных ИС эта зависимость слаба и влияние ориентации на орбиту весьма мало, оно пропорционально величине порядка $(l/R)^2$, где l — размер ИС, R — расстояние от центра масс ИС до притягивающего центра (для Земли 10^{-10}—10^{-12}).

Определение фактической ориентации ИС по измерениям. Показания различных датчиков, установл. на ИС, позволяют получить сведения о фактич. зависимости ориентации ИС от времени и о фактич. моментах сил, действующих на него. С этой целью используются показания магнитометров, солнечных датчиков, датчиков угловых скоростей, датчиков вертикали, данные о модуляции радиосигнала и т. п. Т. к. измерения проводятся с нек-рыми ошибками, то наиболее общим методом определения ориентации является статистич. обработка измерений. Различают локальные и интегральные методы определения ориентации. Ориентация определяется локально, в каждый заданный момент времени, если на этот момент времени приходится необходимое число измерений. Напр., одновр. измерение относительно ИС двух разл. направлений в пространстве и трёх компонент угловой скорости позволяют однозначно вычислить ориентацию ИС в пространстве и его угловую скорость в мерный момент времени. При избыточном числе измерений, приходящемся на данный момент времени, локальное определение ориентации производится статистич. методами обработки измерений. Локальный метод определения ориентации не нуждается в использовании сведений о законах движения ИС относительно центра масс, но требует наличия в каждый определ. момент измерений достаточного числа хорошо обусловленных измерений. Однако обычно достаточное число измерений рассредоточено по значит. интервалу времени, и локальный метод определения ориентации неприменим. В этом случае применяются интегральные методы определения ориентации, использующие всю сумму информации, содержащуюся на конечном интервале времени. Интегральные методы требуют априорного задания модели движения ИС около центра масс. Параметры этой модели следует подбирать т. о., чтобы расчётные характеристики движения ИС около центра масс наилучшим образом (в смысле статистич. методов обработки информации) соответствовали имеющимся измерениям. Тем самым, в рамках принятой модели, на данном интервале времени определяется наивероятнейший закон движения ИС около центра масс, позволяющий рассчитать ориентацию ИС в любой момент внутри интервала времени измерений и аппроксимировать движение за его пределами. В связи с этим велика роль моделей движения ИС около центра масс. Для небольшого интервала времени принимают модель невозмущённого движения Эйлера — Пуансо или модель, аппроксимирующую это движение. Для большего интервала времени необходимо применять модели, учитывающие эволюцию параметров движения Эйлера — Пуансо под влиянием действующих на ИС возмущающих факторов. Такая модель может задаваться конечными формулами или дифференц. уравнениями с учётом моментов сил, действующих на ИС. Спец. моделей движения требуют ИС, ориентиров. активным или пассивным образом.

Алгоритмы статистич. обработки информации обычно являются итерационными. Поэтому большую роль играют методы получения нач. приближения к описанию движения ИС. Это нач. приближение обычно получается из той же информации, к-рая в дальнейшем участвует в статистич. обработке. Параллельно с определением ориентации возможно определение моментов сил, действующих на ИС. *В. В. Белецкий.*

ДИНА́МИКА КОСМИ́ЧЕСКОГО ПОЛЁТА — раздел механики, изучающий закономерности неуправляемых и управляемых движений КА. Д. к. п. базируется на осн. законах и методах теоретич. и небесной механики, общей астрономии, механики тел переменной массы, теории управления движением, методах приближённых вычислений и ряда др. науч. дисциплин.

Д. к. п., как правило, оперирует с математич. моделями реальных систем и аппаратов. Для решения задач Д. к. п. широко используются цифровые ЭВМ. Д. к. п. включает в себя такие разделы и задачи: выбор траекторий полёта КА (см. *Траектории полёта к Луне*, *Траектории полёта к планетам*); исследование *динамики движения искусственного спутника* относительно центра масс; изучение *эволюции орбит* ИС; определение орбит по траекторным измерениям; определение оптимальных условий выведения КА на орбиту, мягкой посадки на поверхность планеты с помощью реактивной тяги или аэродинамич. торможения; математич. моделирование процессов управления для определения параметров манёвров (см. *Коррекция орбиты*, *Управление движением*) и ряд других задач.

ДИНАМИ́ЧЕСКОЕ СЖА́ТИЕ — отношение $(C—A)/C$, где A — экваториальный, а C — полярный моменты инерции тела. Д. с. характеризует степень отличия тела от сферически симметричного и однозначно связано со значением коэффициента при второй зональной гармонике *гравитационного поля тела*. Д. с. Земли составляет примерно 0,003 272 6.

ДИССИПА́ЦИЯ атмосфер (от лат. dissipatio — рассеяние) — безвозвратная потеря частиц атмосферами небесных тел вследствие улетучивания их в космич. пространство. Беспорядочное тепловое движение частиц газа приводит к тому, что часть их, находящаяся во внеш. слоях атмосферы, приобретает скорость выше *второй космической скорости* (критической скорости), при к-рой частица преодолевает силу тяжести и может покинуть небесное тело. Таким образом, Д. зависит от силы тяготения небесного тела, темп-ры его *экзосферы*, определяющей кинетич. энергию молекул и, следовательно, их скорость (при заданной молекулярной массе). Каждой темп-ре соответствует средняя скорость движения молекул определенного вида, от к-рой имеются заметные отступления для части молекул (по закону Максвелла). Поэтому в астрономич. время устойчивой является атмосфера, средняя скорость молекул к-рой не превышает 0,2 критической. При средней тепловой скорости, равной 0,25 критической, атмосфера рассеивается за 50 000 лет, а при скорости в 0,33 критической — всего за неск. недель.

Средние тепловые скорости молекул при 0 °С и критич. скорости Д. приведены в табл. 1 и 2. Из таблиц видно, что Луна и Меркурий не могут иметь устойчивой атмосферы, на Марсе устойчивы только тяжёлые газы, с Земли диссипируют только водород и гелий, а малые планеты и бо́льшая часть спутников совсем лишены атмосферы. Реальное состояние атмосфер небесных тел зависит от соотношения между процессами формирования и уничтожения атмосферы. См. также ст. *Аккреция*.

Табл. 1

Газ	Молекулярная масса	Средняя скорость молекул при 0 °С, км/с
Водород	2	1,84
Гелий	4	1,31
Пар водяной	18	0,62
Азот	28	0,49
Кислород	32	0,46
Углекислый газ	44	0,39

Табл. 2

Небесное тело	Вторая космическая скорость, км/с
Луна	2,4
Меркурий	3,8
Марс	5,1
Венера	10,4
Земля	11,2
Сатурн	36,7
Юпитер	61,0

ДИСТАНЦИО́ННАЯ СИСТЕ́МА КОНТРО́ЛЯ на космодроме — многоканальная электрическая система для регистрации и контроля (дистанционно) параметров бортовых систем и технологического оборудования, определяющих готовность РН к пуску и возможность пуска. Позволяет судить о темп-ре и давлении в разл. отсеках РН и КА, положении рабочих органов пневмо- и гидроарматуры ДУ, герметичности приборных отсеков и т. д. Число параметров, контролируемых Д. с. к., зависит от класса РН и типа КА, а также задач, решаемых ими.

ДИФТОРИ́Д КИСЛОРО́ДА ЖИ́ДКИЙ (монооксиф тора, окись фтора) OF_2 — гигроскопическая жидкость светло-жёлтого цвета с неприятным запахом фтора; высокоэффективный криогенный *фторный окислитель* для ЖРД. Плотн. 1521 кг/м³ (при —145 °С), $t_{пл} \approx$ —224 °С, $t_{кип} \approx$ —145 °С. Очень ядовит, продукты сгорания также токсичны. Д. к. ж. менее реакционноспособен, не так агрессивен и коррозионноактивен, как *фтор жидкий*, но более токсичен. В жидком виде дифторид кислорода термически стабилен, в газообразном образует взрывчатые смеси с парами воды и рядом др. веществ (смесь его паров с влажным воздухом взрывается).

Г. Т. Добровольский

Ч. Дьюк

Получают электролизом водного раствора фтористого водорода (с последующим извлечением из него окиси фтора и сжижением). Д. к. ж.— высокоэнергетич. окислитель, образующий самовоспламеняющиеся топлива с рядом горючих. Пригоден для углеводородных и неуглеводородных горючих. Топлива с Д. к. ж. дают уд. импульс меньший, чем со фтором, но больший, чем с кислородом. Жидкий фтор и Д. к. ж. с жидким водородом обеспечивают практически одинаковый макс. уд. импульс, но топливо с Д. к. ж. имеет меньшую плотность (на 25%). Д. к. ж. широко изучался в *ГДЛ — ОКБ*, включая стендовые огневые испытания двигателей, с начала 50-х гг. В последние годы изучается в США в паре с дибораном жидким и др. горючими.

ДИФФУ́ЗИЯ ГА́ЗОВ (от лат. diffusio — растекание, распространение) в организме — перенос кислорода (O_2) и углекислого газа (CO_2) в организме через биологические мембраны в результате разности их парциальных давлений (концентраций). Путь поступления в организм O_2 и выведения из него CO_2 можно представить в виде постоянно действующих взаимно противоположных каскадов, уровнями к-рых являются концентрации O_2 и CO_2 в атмосфере (напр., КК), воздухе лёгких, крови, межтканевой жидкости и клетках. Скорость Д. г. пропорциональна разности концентрации газов по обе стороны биол. мембраны (закон А. Фика, 1885). В результате Д. г. обеспечивается доставка O_2 к клеткам, где в ходе окислительно-восстановит. реакций высвобождается энергия, необходимая для жизнедеятельности организма; при этом выделяется CO_2.

В космич. биологии и медицине особенности Д. г. учитываются при конструировании *кислородно-дыхательной аппаратуры* и *скафандров*, при выборе параметров атмосферы в КК, создании *замкнутых биотехнических систем*, разработке средств *регенерации воздуха* и т. д.

ДИЭТИЛАМИ́Н $(C_2H_5)_2NH$ — вторичный алифатический *амин*; высококипящее горючее для ЖРД. Бесцветная летучая жидкость с запахом аммиака. Плотн. 706 кг/м³ (при 20 °С), $t_{пл} \approx -49$ °С, $t_{кип} \approx 55$ °С. Токсичен, взрывоопасен. Легко растворим в воде, этиловом спирте и эфире. Получают при взаимодействии этилового спирта с аммиаком при высоких темп-ре и давлении. Как эффективное горючее для ЖРД в паре с *дифторидом кислорода жидким* предложено и испытано в *ГДЛ — ОКБ* (1954).

ДИЭТИЛЕНГЛИКОЛЬДИНИТРА́Т $O_2NOCH_2CH_2OCH_2CH_2ONO_2$ — сложный эфир диэтиленгликоля и азотной кислоты; один из компонентов *коллоидных твёрдых ракетных топлив*. Сиропообразная бесцветная жидкость. Плотность 1390 кг/м³ (при 25 °С). Имеет две кристаллич. формы: стабильную с $t_{пл} \approx 2$ °С и лабильную с $t_{пл} \approx -11$ °С. При быстром нагревании кипит при 160 °С, теплота взрыва 4,3 МДж/кг. По токсичности аналогичен *нитроглицерину*, но его летучесть в два раза выше, а чувствительность к механич. воздействиям ниже, чем у последнего. Получают Д. этерификацией диэтиленгликоля смесью концентрированной серной и азотной кислот. В ракетной технике используют в качестве растворителя *нитратов целлюлозы*. Применение в порохах основано на хорошей пластифицирующей способности по отношению к нитроцеллюлозе. Пороховая масса на Д. обладает большей пластичностью, чем на нитроглицерине, что делает процесс изготовления порохов менее опасным. Однако кислородный баланс Д. отрицателен и его применение ухудшает энергетич. показатели коллоидных топлив.

ДОБРОВО́ЛЬСКИЙ Георгий Тимофеевич (1928—71) — космонавт СССР, подполковник, Герой Сов. Союза (1971, посмертно), лётчик-космонавт СССР (1971). Чл. КПСС с 1954. После окончания Одесской спецшколы ВВС (1946) и Чугуевского воен. авиац. уч-ща лётчиков (1950) служил в разл. частях ВВС. В 1961 окончил Военно-возд. академию (ныне им. Ю. А. Гагарина). С 1963 в отряде космонавтов. 6—30 июня 1971 совм. с В. Н. *Волковым* и В. И. *Пацаевым* совершил полёт на КК «Союз-11» и на орбит. станции «Салют» (в качестве командира). В течение испытат. полёта, продолжавшегося 23 сут 18 ч 21 мин 43 с, Д. была выполнена программа отработки систем орбит. станции и проведены науч. эксперименты. Однако при возвращении на Землю в результате нарушения герметичности кабины Д. и др. члены экипажа КК «Союз-11» погибли. Д. был избран почётным гражданином города Одессы. Его имя носят улицы, уч. заведения, н.-и. судно АН СССР. В Одессе установлен бронзовый бюст. Именем Д. назв. кратер на Луне. Урна с прахом в Кремлёвской стене.

ДОВО́ДКА жидкостного ракетного двигателя — экспериментальная отработка ЖРД с целью создания конструкции, удовлетворяющей предъявленным техническим требованиям. Д. ЖРД включает: автономные испытания элементов, узлов и систем двигателя, *огневые испытания* ЖРД, огневые испытания ЖРД в составе ДУ и лётные испытания в составе РН. Отд. этапы Д. ЖРД могут совмещаться с целью сокращения общего срока разработки.

Автономные испытания проводятся на спец. стендах, где создаются рабочие условия, приближённые к реальным. При этом наряду с *холодными испытаниями* могут проводиться также «горячие» испытания узлов и агрегатов: напр., огневые испытания камер и ГГ с подачей топлива из стендовых ёмкостей путём вытеснения газом наддува, испытания ТНА с работой насосов на топливных компонентах и приводом турбины от продуктов сгорания стендового ГГ. Между испытаниями агрегатов и всего двигателя проводятся обычно огневые испытания подсистем, объединяющих ряд осн. агрегатов, напр. ТНА и смесит. головку камеры (вместо др. элементов ЖРД устанавливаются их гидравлич. и гидродинамич. имитаторы). Как правило, первые экз. изготовленных двигателей не отвечают требованиям технич. задания на разработку ЖРД и при первых огневых испытаниях выходят из строя. После анализа причин отказов в конструкцию вносят надлежащие изменения и испытания возобновляются (при необходимости могут проводиться промежуточные автономные испытания). Этот цикл повторяется, пока не удастся создать т. н. штатную конструкцию, к-рая будет эксплуатироваться в составе ДУ. Приходится опробовать, напр., до 30—40 вариантов смесит. головок камер и ГГ. Продолжительность Д. ЖРД составляет от 2 до 8 лет. На этом этапе расходуется (с учётом стоимости изготовл. материальной части) до 90—95% всех средств, затрачиваемых на создание ЖРД.

ДОГОВО́Р О КО́СМОСЕ 1967, Договор о принципах деятельности государств по исследованию и использованию космического пространства, включая Луну и другие небесные тела,— подписан 27.1.1967 (страны-депозитарии — СССР, США, Великобритания). Вступил в силу 10.10.1967. Был открыт для подписания всеми гос-вами. После вступления в силу договора любое гос-во может присоединиться к нему в любое время. К 1984 договор подписали представители более 80 стран.

Договор может рассматриваться в качестве междунар. космич. кодекса. В нём формулируются осн. правила (принципы), к-рыми гос-ва должны руководствоваться в своей космич. деятельности. Сфера действия договора распространяется на всё космич. пространство, включая Луну и др. небесные тела. Устанавливаемые им международно-правовые нормы касаются всех важнейших аспектов космич. деятельности гос-в.

Осн. положения договора, содержащиеся в преамбуле и 17 статьях, направлены на обеспечение мирного сотрудничества гос-в в освоении космоса. Договор устанавливает, что исследование и использование космич. пространства, включая Луну и др. небесные тела, осуществляются на благо и в интересах всех стран, независимо от степени их экономич. или науч. развития, и являются достоянием всего человечества.

Запуском в СССР 4.10.1957 первого ИСЗ было положено начало междунар. практике космич. полётов. Договор закрепляет эту практику, провозглашая космос открытым «для исследования и использования всеми государствами без какой бы то ни было дискриминации, на основе равенства и в соответствии с международным правом, при свободном доступе во все районы небесных тел». Тем самым принцип свободы исследования и использования космоса получил прочную правовую основу.

Договор закрепляет получивший всеобщее признание принцип, в соответствии с к-рым «космическое пространство, включая Луну и другие небесные тела, не подлежит национальному присвоению ни путём провозглашения на них суверенитета, ни путём использования или оккупации, ни любыми другими средствами».

Деятельность в космосе должна осуществляться в соответствии с междунар. правом, включая Устав ООН, в интересах поддержания мира и безопасности и развития междунар. сотрудничества и взаимопонимания. Договор устанавливает частичную демилитаризацию космич. пространства и полную демилитаризацию небесных тел. В частности, запрещено выводить на орбиту вокруг Земли и размещать в космич. пространстве к.-л. иным

образом объекты с ядерным оружием и др. видами оружия массового уничтожения. Луна и др. небесные тела должны использоваться исключительно в мирных целях.

В соответствии с договором государства несут ответственность за всю нац. деятельность по освоению космоса, включая и *ответственность за ущерб*, причинённый космич. объектами. Договор содержит положение относительно недопустимости использования космоса для пропаганды войны. Договор предусматривает сохранение гос-вами юрисдикции и контроля, в т. ч. права собственности на космич. объекты и сооружения в космосе.

Важное значение имеет и проблема предотвращения биол., радиоактивного и хим. загрязнения космоса, а также неблагоприятных изменений земной среды, к-рые могут быть вызваны доставкой на Землю с помощью КА внеземного вещества. Договор возлагает в связи с этим на гос-ва обязанность проявлять особую осторожность в отношении проведения в космосе экспериментов с потенциально вредными последствиями. Договор предусматривает междунар. сотрудничество гос-в в таком важном и гуманном деле, как спасание космонавтов. В соответствии с договором экипаж КК в случаях вынужденной посадки на территории др. государства или в открытом море должен быть незамедлительно возвращён государству, в реестр к-рого занесён КК. В свете успехов, достигнутых в 70-е гг. в области пилотируемых космич. полётов, всё большее значение приобретает включённое в договор обязательство оказания космонавтами возможной помощи друг другу при осуществлении деятельности в космич. пространстве, в т. ч. и на небесных телах (см. *Спасание космонавтов и космических объектов*).

Для содействия междунар. сотрудничеству участники договора согласились в максимально возможной и практически осуществимой степени информировать Ген. секретаря ООН и общественность о характере, ходе, местах и результатах деятельности в космосе, а также др. участников или Ген. секретаря ООН о явлениях в космич. пространстве, к-рые могли бы представить опасность для жизни или здоровья космонавтов.

Гос-во, запускающее космич. объект, заинтересовано в постоянном наблюдении за ним. Однако в силу географич. расположения отд. стран осуществить постоянное наблюдение за космич. объектами с территории одного гос-ва практически невозможно. В связи с этим важное значение имеет положение договора о том, что гос-ва будут на равных основаниях рассматривать просьбы др. гос-в о предоставлении возможности для наблюдения за полётом запускаемых ими объектов.

Существует значит. число межправительств. и науч. междунар. орг-ций по космосу. Однако участниками договора могут быть только гос-ва. Согласно тексту договора его положения «применяются в отношении деятельности государств — участников договора по исследованию и использованию космического пространства, включая Луну и другие небесные тела, независимо от того, осуществляется ли такая деятельность одним государством — участником договора или совместно с другими государствами, в том числе в рамках международных организаций». Практич. вопросы могут решаться гос-вами либо в соответствующей междунар. межправительств. орг-ции, либо с одним или несколькими гос-вами — членами этой междунар. орг-ции. Текст договора в СССР опубликован в Ведомостях Верховного Совета СССР (1967, № 44). *Г. П. Жуков.*

ДОЖИГА́НИЕ в жидкостном ракетном двигателе — сжигание отработавших в ТНА газов в камере ЖРД с целью получения высокого уд. импульса. Д. реализовано в *РД-253*, *РД-301*, *ССМЭ*.

ДО́ЗА ИОНИЗИ́РУЮЩЕГО ИЗЛУЧЕ́НИЯ — мера действия излучения в к.-л. среде. Отношение Д. и. и. ко времени наз. мощностью излучения. Различают: поглощённую дозу — отношение энергии ионизирующего излучения, поглощённого облучаемой средой, к массе этой среды. Измеряется (в СИ) в грэях (1 Гр = 1 Дж/кг); внесистемная ед.— рад (1 рад = 0,01 Гр); экспозиционную дозу гамма- и рентгеновского излучения — отношение полного заряда ионов одного знака, возникающих в нек-ром объёме воздуха под действием излучения (при полном торможении всех вторичных электронов), к массе воздуха в этом объёме. Измеряется в Кл/кг; внесистемная ед.— рентген (1 Р = $2{,}58 \cdot 10^{-4}$ Кл/кг). Для человека Д. и. и. 0,1—0,15 Кл/кг является смертельной (мощность дозы излучения радиационного пояса Земли достигает 0,15—0,2 мкКл/кг·с; при мощных солнечных вспышках — в тысячи раз больше); эквивалентную дозу, определяющую биол. воздействие разл. типов излучения на организм. Определяется как произведение поглощённой дозы на ср. коэф. качества (коэф. относит. биол. активности) данного типа излучения (напр., для гамма-излучения этот коэф. равен 1, для α-частиц — порядка 10—20). Измеряется в зивертах (1 Зв = 1 Дж/кг); внесистемная ед.— бэр (1 бэр = 0,01 Зв). Для человека миним. абсолютно летальная доза, полученная за короткое время при общем облучении гамма-излучением, равна ~ 6 Зв. При профессиональной деятельности в земных условиях, связанной с ядерно-технич. установками, годовая доза не должна превышать 0,05 Зв.

Для экипажей КК установлены 3 категории Д. и. и., позволяющие выполнить космич. полёт без серьёзных лучевых повреждений организма. Они определены на основании экспериментальных и клинич. данных о биол. действии разл. видов ионизирующих излучений с учётом коэф. относит. биол. эффективности, временны́х зависимостей, влияния экстремальных факторов нелучевого происхождения, а также в расчёте на определённую степень компенсаций нарушенных функций в облучённом организме. Допустимая доза не вызывает у человека заметного соматич. повреждения в течение всей его жизни. Она предусмотрена для нормирования неизбежных облучений в результате космич. излучения Галактики и радиационного пояса Земли. Для полётов продолжительностью, напр., до 30 сут допустимая доза не должна превышать 0,15 Зв. Доза оправданного риска (до 0,5 Зв) может вызвать лишь единичные случаи слабо выраженных клинич. проявлений лучевой реакции. Предусмотрена для нормирования облучений, к-рые носят вероятностный характер (излучение хромосферных вспышек на Солнце). Критическая доза — доза ионизирующего излучения, вызывающая отчётливые клинич. проявления лучевого поражения без смертельных исходов. Для полётов продолжительностью до 30 сут равна 1,25 Зв.

Д. и. и., полученные при полётах КК «Восток», «Восход» и «Союз», а также «Меркурий», «Джемини» и «Аполлон», были значительно меньше допустимых. При 84-суточном полёте на орбит. станции «Скайлэб» эквивалентная доза облучения экипажа составила 0,1—0,15 Зв, а при 96-суточном полёте на «Салюте-6» — ок. 0,03 Зв (объясняется более низкой орбитой сов. станции).

ДОЗАПРА́ВКА ТО́ПЛИВОМ — *заправка* топливом РН (или КА) с малым расходом для получения в топливных баках заданного количества компонентов в соответствии с полётным заданием. Производится в след. случаях: при изменении полётного задания, требующем увеличения запаса топлива; перед пуском РН при её долгой стоянке на ПУ в заправл. виде, когда часть топлива (напр., криогенного), заправленного в баки РН, испарилась; в конце осн. заправки с большим расходом для устранения гидравлич. удара при отсечке подачи топлива и точной заправки баков РН. Расход топлива при Д. т. на порядок меньше, чем при осн. заправке. Д. т. осуществлялась при длит. полёте орбит. станции «Салют-6» с помощью грузовых трансп. КА типа «Прогресс»; при полёте КА «Прогресс-11» (1980) впервые Д. т. проходила автоматически (без присутствия космонавтов).

ДОЗА́ТОР — устройство для отмеривания количества ракетного топлива, заправляемого в баки РН и КА. Состоит из первичного прибора, измеряющего кол-во топлива, и вторичного прибора, показывающего или регистрирующего в цепи автоматич. управления измеренные кол-ва топлива. Различают объёмные и массовые Д. Объёмный Д. измеряет либо объём топлива и тогда наз. системой контроля уровня (в тарированной ёмкости по высоте уровня судят об объёме заправляемого топлива), либо его объёмный расход и тогда наз. объёмным расходомером (фиксирует объём топлива, протекающего через измерит. камеры Д. в единицу времени). К объёмным расходомерам относятся литромеры с овальными шестернями, дисковые литромеры, литромеры с кольцевым поршнем и т. д. Др. разновидность — устройства, измеряющие скорость движения топлива в трубопроводе, что (при фиксиров. сечении трубопровода) позволяет судить об объёмном расходе. К таким Д. относятся турбинные и ультразвуковые расходомеры. Массовые Д. измеряют массу заправл. топлива (их действие обычно осн. на принципе простого взвешивания); они бывают рычажного типа, с тензометрич. силоизмерителями, с гидравлич. месдозой и др.

ДОЗИМЕТРИ́ЧЕСКИЙ КОНТРО́ЛЬ — система мероприятий при космическом полёте для контроля радиационной безопасности экипажа КК. Д. к. осуществляется индивидуальными и бортовыми дозиметрами. Индивидуальные приборы используются для регистрации интегральной дозы излучения, полученной каждым членом экипажа. В качестве индивидуальных дозиметров применяются плёночные, люминесцентные, ионизац. и др. дозиметры. Бортовая аппаратура должна обеспечивать космонавтам сведения о радиац. обстановке (особенно об её ухудшении) и способствовать выработке оперативных рекомендаций о применении средств защиты. Для постоянного контроля и прогнозирования радиац. опасности (напр., вызванной вспышками на Солн-

це) на трассах полёта в нашей стране создана Служба радиационной безопасности космич. полётов.

ДОЛГОТА́ УЗЛА́ — см. *Элементы орбиты.*

ДОЛГОХРАНИ́МОЕ РАКЕ́ТНОЕ ТО́ПЛИВО — *химическое ракетное топливо*, состоящее из одного или нескольких компонентов, обладающих химической и физической стабильностью в течение длительного периода времени эксплуатации (несколько лет). При эксплуатации в земных условиях к Д. р. т. относятся, напр., топлива, образованные *высококипящими компонентами*, а в условиях космоса к их числу можно отнести также нек-рые топлива на основе *низкокипящих компонентов*. Долгохранимость топлив является большим эксплуатац. достоинством, поэтому Д. р. т. имеют широкое применение в ракетной технике.

ДОМА́-МУЗЕ́И пионеров космонавтики — см. *Музеи космонавтики и ракетно-космической техники.*

ДО́ННЫЙ ЭФФЕ́КТ — изменение давления и темп-ры на днище хвостового отсека РН, обусловленное взаимодействием реактивных струй РД между собой и с окружающей атмосферой; изменение донного давления приводит к появлению дополнительной (отрицательной или положительной) составляющей тяги ДУ. Д. э. наблюдается в РН, содержащих ДУ с неск. соплами (камерами). При движении РН вблизи поверхности Земли эжектирующее действие реактивных струй обусловливает пониженное (по сравнению с атмосферным) донное давление, что приводит к уменьшению тяги ДУ. По мере подъёма РН реактивные струи расширяются и начинают взаимодействовать между собой, в результате чего между соплами возникают возвратные токи и в донную область поступает смесь атмосферного воздуха и продуктов сгорания РД. Донное давление становится больше атмосферного, и тяга ДУ возрастает. Далее наступает режим запирания потока в межсопловом пространстве, характеризуемый достижением в нём местной скорости звука; внеш. условия влияют лишь на периферийную часть днища РН. На режиме запирания прирост тяги практически полностью определяется взаимодействием реактивных струй, а центральная часть днища испытывает макс. тепловые потоки и темп-ры, что необходимо учитывать при конструировании теплозащитных экранов. Кроме указанных явлений, Д. э. вызывает также дополнит. динамич. нагрузки на конструкцию РН, к-рые необходимо учитывать при проектировании систем управления вектором тяги ДУ.

ДО́ПЛЕРА ЭФФЕ́КТ [по имени австрийского физика и астронома К. Доплера (Ch. Doppler; 1803—53)] — изменение частоты колебаний или длины волн, воспринимаемых наблюдателем (приёмником колебаний), вследствие движения источника волн и наблюдателя относительно друг друга. Д. э. имеет место при любом волновом процессе распространения энергии. Осн. причина Д. э.— изменение числа волн, укладывающихся на пути распространения между источником и приёмником. При сохранении длины волны, испускаемой источником, это приводит к изменению числа волн, достигающих приёмника в каждую секунду, т. е. к изменению частоты принимаемых колебаний.

Для упругих волн (звуковых, сейсмических) и в общем случае для электромагнитных волн (света, радиоволн) изменение частоты зависит от скорости и направления движения источника и наблюдателя относительно среды, в к-рой распространяется волна. Особый случай составляет распространение электромагнитных волн в свободном пространстве (вакууме). В этом случае изменение частоты определяется только скоростью и направлением движения источника и наблюдателя относительно друг друга, что является следствием принципа относительности Эйнштейна. Если источник неподвижен относительно наблюдателя, то в системе отсчёта, связанной с наблюдателем, волна имеет ту же длину $\lambda_0 = c/\nu_0$, что и в системе источника (c — скорость света в вакууме, ν_0 — частота излучаемых колебаний). Если источник равномерно движется относительно наблюдателя со скоростью v, направленной под углом α к наблюдаемому лучу, то в системе наблюдателя длина волны изменяется. Вдоль наблюдаемого луча изменение длины волны равно приращению расстояния за время $1/\nu_0$ (за период излучаемого колебания):

$$\lambda = \lambda_0' = \frac{v}{\nu_0}\cos\alpha = \frac{c}{\nu_0}(1-\beta^2)^{-1/2}(1-\beta\cos\alpha). \qquad (1)$$

В формуле (1) λ — длина принимаемой волны, λ_0' — длина испускаемой волны, $\beta = v/c$. Множитель $(1-\beta^2)^{-1/2}$ учитывает замедление времени в системе движущегося источника, в результате к-рого измеренное значение частоты ν_0' одного и того же колебания в системе наблюдателя оказывается ниже, чем в системе источника ν_0 (в этом сказывается различие течения времени в системах движущегося источника и наблюдателя — эффект специальной теории относительности).

Уравнение (1) позволяет найти частоту колебаний, воспринимаемых наблюдателем,

$$\nu = c/\lambda = \nu_0(1-\beta^2)^{1/2}(1-\beta\cos\alpha)^{-1}. \qquad (2)$$

При движении источника к наблюдателю ($\alpha = 0$, $\cos\alpha = 1$) или от наблюдателя ($\alpha = \pi$, $\cos\alpha = -1$) имеет место продольный Д. э.:

$$\nu = \nu_0(1-\beta^2)^{1/2}(1\pm\beta)^{-1} \approx \nu_0(1\pm\beta). \qquad (3)$$

При сближении источника и наблюдателя частота ν принимаемых колебаний возрастает, при удалении — убывает. Продольный Д. э. даёт максимально возможное изменение частоты при данной скорости.

Если источник движется вокруг наблюдателя по окружности [в формуле (2) $\alpha = \pm\pi/2$, $\cos\alpha = 0$], то и в этом случае воспринимаемая частота отличается от излучаемой:

$$\nu = \nu_0(1-\beta^2)^{1/2} \approx \nu_0(1-{}^1/_2\beta^2), \qquad (4)$$

хотя число длин волн, укладывающихся на пути распространения, остаётся неизменным. Формула (4) определяет поперечный Д. э., обусловленный разным ходом времени в системах источника и наблюдателя. Поперечный Д. э. является эффектом второго порядка малости относительно v/c, и наблюдать его значительно труднее, чем продольный. В случае сравнения частот в одной системе отсчёта, как, напр., при радиолокации, поперечный Д. э. отсутствует.

В тех случаях, когда показатель преломления n среды, в к-рой движется источник, отличается от 1 и зависит от частоты, значение воспринимаемой частоты соответствует решению уравнения

$$\nu = \nu_0(1-\beta^2)^{1/2}[1-\beta\cdot n(\nu)\cos\alpha], \qquad (5)$$

где $n(\nu)$ — показатель преломления, зависящий от частоты ν. В области частот, где эта зависимость выражена очень резко, уравнение (5) может иметь неск. решений (сложный Д. э.).

В среде с изменяющимся во времени показателем преломления Д. э. возникает при неподвижных относительно друг друга источнике и приёмнике. Подобное явление может иметь место при космич. связи, когда радиолуч проходит через ионосферу Земли с переменным показателем преломления.

Понятие Д. э. относят и к изменению частоты электромагнитного излучения в гравитационном поле (эффект теории тяготения Эйнштейна). Напр., нек-рая линия солнечного спектра с частотой ν_0 будет наблюдаться на Земле как линия с частотой

$$\nu = \nu_0\left(1+\frac{\varphi_1-\varphi_2}{c_2}\right), \qquad (6)$$

где φ_1 и φ_2 — гравитац. потенциалы Солнца и Земли (φ_1 и $\varphi_2 < 0$). При наблюдении на Земле излучения Солнца и звёзд линии смещаются под действием гравитации в области более низких частот, т. к. $|\varphi_1| > |\varphi_2|$.

Д. э. используется для определения лучевых скоростей звёзд и вращения небесных тел. Изучение доплеровского смещения линий в спектрах удалённых галактик привело к представлению о расширении Метагалактики. По доплеровскому уширению спектральных линий методами спектроскопии в оптическом диапазоне и радиодиапазоне определяются тепловые скорости атомов и ионов в звёздных атмосферах и межзвёздном газе, изучается структура внегалактич. радиоисточников. В радиолокации и гидролокации Д. э. служит для определения скорости движения цели. Д. э. широко используется в космич. навигации. В радиолокац. астрономии с помощью Д. э. разделяют отражения от участков поверхности небесного тела с разл. лучевыми скоростями.

ДРЕНА́Ж (от англ. drain — осушать) — удаление из топливных баков РН в процессе *заправки* через клапаны и трубопроводы смеси воздуха с парами топлива; сброс из заправочных ёмкостей избыточного давления газа; слив излишков компонента топлива из бака РН в специальную ёмкость; слив компонентов топлива из заправочных магистралей после окончания заправки; сброс газов из ресиверов и баллонов.

ДРО́ЖЖИ — одноклеточные бесхлорофильные растения, относящиеся к сумчатым грибам, размножающиеся почкованием. По типу питания Д., как и все грибы, относятся к *гетеротрофным организмам* — сапрофитам. Источник энергии для Д.— углеводы (глюкоза), к-рые разлагаются ими до углекислоты и воды. При недостатке кислорода необходимая для Д. энергия получается при анаэробном окислении (брожении) глюкозы с образованием спирта и углекислоты. *Биомасса* Д. может содержать, в зависимости от условий культивирования,

50% и более белка и до 30—40% углеводов. В биол. СЖО Д. могут использоваться для получения пищевой и кормовой биомассы в результате утилизации ими продуктов гидролиза одноклеточных водорослей или несъедобных частей высших растений.

ДРОССЕЛИРОВАНИЕ (от нем. drosseln — душить, ограничивать, сокращать) жидкостного ракетного двигателя — принудительное уменьшение тяги ЖРД. Д. может быть плавным (непрерывным) либо ступенчатым. Отношение тяги на режиме Д. к номинальной наз. степенью Д. Создание ЖРД на двухкомпонентном топливе, способных работать при большой степени Д. (в режиме глубокого Д.) столь же надёжно и экономично, что и на осн. режиме, является трудной задачей. Теоретически для Д. ЖРД достаточно уменьшать расход топлива через камеру; при этом давление в камере и тяга изменяются пропорционально расходу топлива, и в результате *удельный импульс тяги* ЖРД при определённых условиях может оставаться неизменным. Однако указанная взаимосвязь параметров сохраняется для обычной конструкции камеры (не содержащей подвижных частей) лишь при степени Д., не превышающей 1,5. При дальнейшем Д. перепад давлений на форсунках камеры (к-рый изменяется пропорционально квадрату расхода топлива) становится недостаточным, чтобы обеспечить надлежащее распыление топлива; рабочий процесс нарушается, уд. импульс ЖРД снижается. Кроме того, при значит. отклонении от номин. рабочих параметров в ЖРД может возникнуть *неустойчивость рабочего процесса*. Наконец, при глубоком Д. процесс смесеобразования и последующего горения топлива в камере (и газогенераторе) становится вообще неконтролируемым. Наряду с контролем за процессом горения при Д. ЖРД необходимо также обеспечить надлежащее соотношение компонентов топлива в камере и охлаждение её. Эта задача усложняется при наличии ТНА, т. к. в этом случае требуется ещё согласование характеристик многих рабочих элементов на разл. режимах.

Комплекс проблем, связанных с глубоким Д. ЖРД, является одной из причин того, что в совр. РН и КА отд. ступени содержат иногда по неск. ЖРД (камер) с разл. номин. тягой, к-рые могут работать автономно, будучи регулируемыми в сравнительно узких пределах. Диапазон изменения тяги для маршевых космич. ЖРД не превышает обычно ±15% от номин. значения в течение почти всего полёта. С целью уменьшения перегрузки, увеличения точности выведения полезного груза на расчётную траекторию и обеспечения мягкой посадки КА маршевые камеры могут дросселироваться в конце работы в 1,5—3 раза (для камер, работающих на монотопливе, степень Д. достигает 8). Более глубокое Д. ДУ обычно осуществляется выключением осн. ЖРД (или камер) при работающих рулевых; выключением камер при работающих рулевых соплах, питаемых от газогенератора (при этом уд. импульс ЖРД снижается вдвое); включением одних ЖРД (малой тяги) вместо других.

Уникальным является посадочный ЖРД *ЛМДЭ* лунного отсека КК «Аполлон», камера к-рого сохраняет высокую работоспособность до степени Д., равной 10. Надлежащее распыливание топлива в камере во всём рабочем диапазоне ЛМДЭ обеспечивается механич. регулированием проходного сечения форсунки. Близкий к этому принцип Д., состоящий в выключении части форсунок, использовался ранее в самолётных ЖРД (напр., в *ХВК 109-509А*), но при этом потери уд. импульса были значительными. Среди экспериментально проверенных способов глубокого Д. ЖРД — разбавление впрыскиваемого в камеру топлива инертным газом (для снижения потерь уд. импульса желательно использовать газ с малой мол. массой). В этом случае реально достижение степени Д., равной 100. Такой же результат был получен при испытаниях ЖРД в режиме холостого хода (т. е. с неработающим ТНА), когда в камеру подавалось газообразное топливо под низким давлением наддува баков.

В. И. Прищепа.

ДЬЮК (Duke) Чарлз (р. 1935) — космонавт США, полковник ВВС в отставке. Окончил Академию им. адмирала Д. Фаррагута в Сент-Питерсберге (шт. Флорида). Получил степень бакалавра военно-мор. наук в Мор. академии США (1957) и степень магистра наук по авиации и астронавтике в Массачусетсском технологич. ин-те (1964). Служил в ВВС США на базах в шт. Джорджия и Техас, затем — на Рамштайнской военно-возд. базе (ФРГ). После окончания школы по подготовке пилотов для аэрокосмич. исследований (1965) работал в ней инструктором по системам управления. С 1966 в группе космонавтов НАСА. 16—27 апр. 1972 совм. с Дж. *Янгом* и Т. *Маттингли* совершил полёт на Луну в качестве пилота лунной кабины КК «Аполлон-16». Лунная кабина с Д. и Янгом произвела посадку на Луну в р-не кратера Декарт 21.4.1972. На Луне Д. пробыл 71 ч 14 мин, включая 3 выхода на её поверхность общей продолжительностью 20 ч 14 мин. В программу исследований входили поиски следов вулканической деятельности. При передвижении по Луне Д. и Янг пользовались луноходом. Полёт продолжался 11 сут 1 ч 51 мин 5 с. Почётный доктор наук Южно-Калифорнийского ун-та. Член Об-ва лётчиков-испытателей. Награждён золотой медалью НАСА «За выдающиеся заслуги», почётным дипломом им. В. М. Комарова (ФАИ). С 1976 в отставке. Один из основателей фирмы Orbit Corp. (Сан-Антонио, шт. Техас). Портрет на стр. 104.

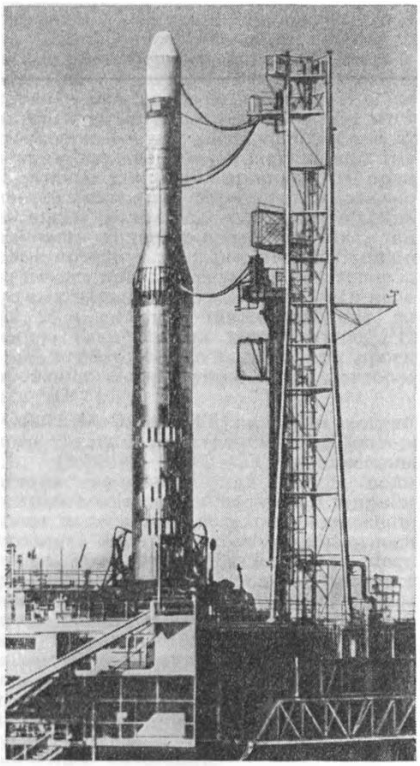
Е

«ЕВРО́ПА» — наименование РН, создававшихся Европейской организацией по разработке ракет-носителей. «Е.-1», согласно проекту, должна была выводить макс. полезный груз (на орбиту выс. 500 км) 1 т. «Е.-1» — 3-ступенчатая РН со стартовой массой ~105 т, дл. 28 м, диам. 3,66 м. 1-я ступень — «Блюстрик» — разработана в Великобритании (дл. 18,8 м; масса ~90 т); масса топлива (жидкий кислород и керосин) ~83 т. Снабжена 2 ЖРД общей тягой 1360 кН, подача топлива турбонасосная.

2-я ступень — «Корали» — разработана во Франции (дл. 5,7 м, диам. 2 м, масса 12 т); масса топлива (четырёхокись азота и несимметричный диметилгидразин) 9,8 т. Снабжена 4 ЖРД общей тягой в пустоте 280 кН.

3-я ступень — «Астрис» — разработана в ФРГ (дл. 3,3 м, диам. 2 м, масса 3,4 т); масса топлива (четырёхокись азота и аэрозин-50) 2,8 т. Снабжена осн. ЖРД с тягой в пустоте 23 кН и двумя управляющими (верньерными) ЖРД с тягой по 800 Н. Испытания РН проводились на космодроме Вумера. В 1964—66 проведено 5 успешных пусков для отработки 1-й ступени (2-я и 3-я ступени — макетные), в 1967 — 2 пуска для отработки 1-й и 2-й ступеней (однако 2-я ступень при этих пусках не включилась). До 1.1.1971 проведено 3 пуска ракеты в полном составе с целью выведения на орбиту экспериментального ИСЗ массой до 250 кг; в связи с отказами в полёте (преждевременное выключение и невключение ЖРД 3-й ступени, неотделение головного обтекателя) ИСЗ на орбиту не выведены. Дальнейшие пуски «Е.-1» не производились.

РН «Европа-2» на пусковой установке



«Е.-2», согласно проекту, должна была выводить макс. полезный груз (на стационарную орбиту) 360 кг. «Е.-2» — 4-ступенчатая РН со стартовой массой 112 т; дл. 31,8 м, макс. диам. 3,7 м. Первые 3 ступени аналогичны ступеням «Е.-1», за исключением того, что масса топлива 1-й ступени увеличена; 4-я ступень разработана во Франции с участием Италии (масса 0,8 т, дл. 2 м, диам. 0,7 м). 4-я ступень снабжена РДТТ с тягой 4,2 кН (масса топлива 0,68 т) и размещается вместе с ИСЗ под головным обтекателем. При работе РДТТ ступень стабилизируется вращением (120 об/мин). Для выведения на стационарную орбиту предусматривался РДТТ, входящий в состав ИСЗ и включаемый в апогее переходной орбиты. Был произведён единственный запуск РН с космодрома Куру 5.11.1971. Запуск аварийный в связи с ненормальной работой системы управления на активном участке 1-й ступени (на 150-й с полёта РН взорвалась). После этого запуска работы по созданию РН «Е.» прекращены.

Д. Ю. Гольдовский.

ЕВРОПЕ́ЙСКАЯ ОРГАНИЗА́ЦИЯ ПО КОСМИ́ЧЕСКИМ ИССЛЕ́ДОВАНИЯМ (European Space Research Organization — ESRO) — организация стран Западной Европы, образованная 20 марта 1964; в 1975 преобразована в *Европейское космическое агентство* (ЕСА). Членами ЕСРО были Бельгия, Великобритания, Дания, Испания, Италия, Нидерланды, Франция, ФРГ, Швейцария, Швеция. Цель ЕСРО — объединение усилий западноевроп. стран в создании и эксплуатации ИСЗ науч. и хозяйственно-прикладного назначения. Бюджет ок. 230 млн. долл. (в 1974). ЕСРО созданы и успешно выведены на орбиты (амер. РН) следующие науч. ИСЗ: «ЕСРО-2В», «ЕСРО-1А», «ХЕОС-1»(1968), «ЕСРО-1В» (1969), «ХЕОС-2», «ТД-1А» и «ЕСРО-4» (1972). Руководство ЕСРО находилось в Париже. Орг-ция имела 5 осн. центров: ESTEC — Европ. технич. центр по исследованию космоса (Нордвейк, Нидерланды), координировавший разработки КА и связанные с этим н.-и. и опытно-конструкторские работы; ESLAB — Европ. космич. лаборатория, расположенная близ ESTEC на правах его филиала, занимавшаяся разработкой науч. экспериментов для КА; ESRIN — Европ. ин-т космич. исследований (Фраскати, Италия), проводивший изучение верхней атмосферы и околоземного космич. пространства; ESDAC — Европ. центр обработки информации о космосе (Дармштадт, ФРГ), занимавшийся управлением полётов КА и обработкой поступающей с борта информации; ESRANGE — полигон для запуска высотных ракет (*Кируна*, Швеция). ESDAC в 1967 переименован в ESOC — Европ. центр космич. операций — и его задачей стало управление полётом западноевроп. КА. ЕСРО располагала сетью станций слежения за КА, получившей назв. ESTRACK: в Фэрбенксе (США, шт. Аляска), Редю (Бельгия; близ Брюсселя), Тромсё (Норвегия), Ню-Олесунне (о. Шпицберген) и Порт-Стэнли (Фолклендские о-ва). Последние три станции в 1974 закрыты, остальные в 1975 переданы ЕСА.

Эмблема Европейской организации по космическим исследованиям

ЕВРОПЕ́ЙСКАЯ ОРГАНИЗА́ЦИЯ ПО РАЗРАБО́ТКЕ РАКЕ́Т-НОСИ́ТЕЛЕЙ (European Launcher Development Organization — ELDO) — организация, образованная 29 февр. 1964 (ликвидирована в 1974). Часть функций перешла к *Европейскому космическому агентству*. Членами ЕЛДО были Бельгия, Великобритания, Италия, Нидерланды, Франция, ФРГ, а также Австралия, предоставлявшая для запусков РН свой космодром *Вумера*. ЕЛДО разрабатывала 3-ступенчатую РН «*Европа*-1», а также более совершенную РН «Европа-2». После ряда неудач при лётных испытаниях от разработки обеих РН отказались. Начатые работы по РН «Европа-3» также были прекращены.

Эмблема Европейской организации по разработке ракет-носителей

ЕВРОПЕ́ЙСКОЕ КОСМИ́ЧЕСКОЕ АГЕ́НТСТВО, ЕСА (European Space Agency, ESA) — орг-ция, созданная 15 апр. 1975 на базе *Европейской организации по космическим исследованиям* (ЕСРО) и (частично) *Европейской организации по разработке ракет-носителей* (ЕЛДО). Членами ЕСА являются Бельгия, Великобритания, Дания, Ирландия, Италия, Нидерланды, Франция, ФРГ, Швейцария и Швеция. Австрия и Норвегия имеют статус наблюдателей и участвуют в нек-рых программах ЕСА. Штаб-квартира находится в Париже. Ведущую роль в ЕСА (по масштабам финансирования) играют Франция и ФРГ. Страна — чл. ЕСА может участвовать не во всех программах этой организации и имеет право определять размер своего взноса.

Эмблема Европейского космического агентства

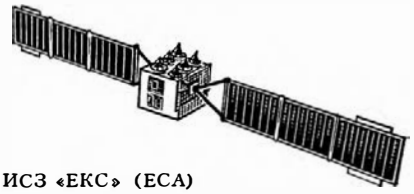
Осн. задача ЕСА — создание коммерч. ИСЗ хозяйственно-прикладного назначения. ЕСА создало метеорологич. ИСЗ «*Метеосат*», экспериментальный ИСЗ связи «*ОТС*», науч. ИСЗ «*Геос*», выведенные на стационарную орбиту амер.

РН, ИСЗ для обслуживания судов «*Маркс*», орбит. блок «Спейслэб», рассчитанный на вывод на орбиту в амер. МТКК «Спейс шаттл», а также РН «*Ариан*». ЕСА создала свою сеть станций слежения с центром управления в Дармштадте, ФРГ (Центр ЕСОК). К ЕСА перешли все н.-и. центры ЕСРО и принадлежащие ей станции слежения (кроме тех, к-рые были закрыты). Дополнительно ЕСА создало станции в Вильяфранка-дель-Кастильо (Испания), Михельштадте (ФРГ) и Фучино (Италия) для слежения за ИСЗ на стационарной орбите и ряд станций для приёма информации от амер. ИСЗ хозяйственно-прикладного назначения. Для запусков КА используется космодром *Куру*, эксплуатация к-рого с середины 1970-х гг. финансируется совм. Францией и ЕСА.

«ЕВТЕЛСА́Т» (англ. Eutelsat, сокр. от European Telecommunication Satellite — европейский связной спутник) — европейская орг-ция по эксплуатации коммерческих спутниковых систем связи, обслуживающих в осн. западноевропейские страны. Орг-ция создана в 1977 на совещании министров связи этих стран. Членами её являются Австрия, Бельгия, Великобритания, Дания, Испания, Италия, Люксембург, Нидерланды, Норвегия, Португалия, Турция, Финляндия, Франция, ФРГ, Швейцария, Швеция и Югославия. В мае 1979 орг-ция подписала контракт с Европейским космическим агентством (ЕСА), согласно к-рому ЕСА обеспечивает создание и вывод на орбиту в 80-х гг. пяти ИСЗ «ЕКС» для региональной западноевроп. системы связи. После вывода ИСЗ на орбиту они становятся собственностью «Е.». В апр. 1981 орг-ция заключила соглашение с Мин-вом связи Франции об аренде ретрансляторов франц. ИСЗ «Телеком» для западноевроп. системы связи, предназнач. в первую очередь для передачи деловой информации.

ЕГО́РОВ Борис Борисович (р. 1937) — космонавт СССР, Герой Сов. Союза (1964), лётчик-космонавт СССР (1964), доктор мед. наук (1979). Чл. КПСС с 1975. После окончания в 1961 1-го Моск. мед. ин-та работал в н.-и. мед. учреждениях, с 1964 в Ин-те медико-биол. проблем Мин-ва здравоохранения СССР. С 1964 в отряде космонавтов. 12—13 окт. 1964 совм. с В. М. *Комаровым* и К. П. *Феоктистовым* совершил полёт на многоместном КК «Восход». Полёт продолжался 1 сут 17 мин 3 с. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР, золотая медаль «Космос» и медаль де Лаво (ФАИ), золотая медаль Междунар. академии астронавтики. Доктор медицины Берлинского ун-та им. Гумбольдта (1965). Награждён орденом Ленина, орденом Трудового Красного Знамени и медалями, а также иностранным орденом. Имеет звание Героя Труда СРВ. Почётный гражданин городов Калуга (СССР), Клермон-Ферран (Франция), Дебрецен (ВНР).

«ЕКС» (англ. ECS, сокр. от European Communication Satellite — европейский связной спутник) — наименование ИСЗ для региональной западноевропейской спутниковой коммерческой системы связи. Масса ИСЗ (по проекту) 450 кг. Электропитание от СБ. Используется трёхосная система ориентации и стабилизации. ИСЗ «ЕКС» создан на основе экспериментального ИСЗ «*ОТС*», но оснащён бо́льшим числом (12) ретрансляторов. ИСЗ «ЕКС» использует диапазоны 11/14 ГГц. В нём предусмотрено многократное использование частотного диапазона, сочетание вертик. и горизонтальной поляризации, антенны с высоким коэф. усиления и остронаправленным лучом, передача голосовых сообщений и ТВ изображений в цифровой форме и пр. ИСЗ «ЕКС-1» выведен РН «Ариан» 16.6.1983 на стационарную орбиту над 10° в. д. Предусматривается запуск ещё одного ИСЗ «ЕКС» (резервного). Расчётная продолжительность эксплуатации этих ИСЗ 7 лет.



ИСЗ «ЕКС» (ЕСА)

ЕЛИСЕ́ЕВ Алексей Станиславович (р. 1934) — космонавт СССР, дважды Герой Сов. Союза (1969), лётчик-космонавт СССР (1969), доктор технич. наук (1973). Чл. КПСС с 1967. Окончил МВТУ им. Н. Э. Баумана (1957). Работает в КБ. С 1966 в отряде космонавтов. 15—16 янв. 1969 совм. с Б. В. *Волыновым* и Е. В. *Хруновым* совершил полёт на КК «Союз-5» (в качестве бортинженера). 16 янв. Е. вместе с Хруновым осуществил переход через открытый космос (37 мин) в КК «Союз-4» (пилотируемый В. А. *Шаталовым*), на к-ром 17 января возвратился на Землю. Общее время полёта 1 сут 23 ч 45 мин 50 с. 13—18 окт. 1969 совм. с Шаталовым совершил полёт на КК «Союз-8» (в качестве бортинженера). За 4 сут 22 ч 50 мин 49 с полёта в космосе его корабль совершил групповой полёт с КК «Союз-6» и «Союз-7». 23—25 апр. 1971 совм. с Шаталовым и Н. Н. *Рукавишниковым* совершил полёт на КК «Союз-10» (в качестве бортинженера). В полёте, длившемся 1 сут 23 ч 45 мин 54 с, была проведена стыковка с находившейся на орбите с 19 апр. 1971 орбит. станцией «Салют». Полёт в состыкованном состоянии продолжался 5 ч 30 мин. За 3 рейса в космос Е. налетал 8 сут 22 ч 22 мин 33 с. Деп. Верх. Совета СССР 11-го созыва. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР, золотая медаль им. Ю. А. Гагарина, почётный диплом им. В. М. Комарова и медаль де Лаво (ФАИ). Гос. пр. СССР (1980). Чл.-корр. Междунар. академии астронавтики. Награждён 3 орденами Ленина и медалями, а также иностранными орденами. Имеет звания Героя НРБ и Героя ГДР. Почётный гражданин городов Калуга, Жиздра, Боржоми, Сыктывкар, Днепропетровск, Караганда, Чирчик.

ЁМКОСТИ ЗАПРА́ВОЧНЫХ СИСТЕ́М — резервуары для приёма, хранения и выдачи жидких компонентов ракетного топлива. Могут быть цилиндрич. и эллипсными со сферич. или эллиптич. днищами, шаровыми и др.; передвижными — на самоходном или прицепном шасси — и стационарными, монтируемыми на фундаментном основании; расположенными на поверхности Земли или заглублёнными. В состав *заправочной системы* входят также технологич. ёмкости, в к-рые сливается топливо из магистралей после *заправки*. Ё. з. с. оборудованы системой «дыхания» ёмкости, поддерживающей определ. давление при колебаниях темп-ры компонентов топлива; предохранит. клапанами для сброса избыточного давления из ёмкости; уровнемерами и сигнализаторами наполнения. Нек-рые Ё. з. с. имеют дистанц. термометры для определения ср. темп-ры топлива, арматуру для наддува сжатым газом и оборудование для *термостатирования* компонентов топлива. Ё. з. с. криогенных топлив снабжены термич. изоляцией для обеспечения минимальных потерь топлива в процессе заправки и хранения.

Б. Б. Егоров

А. С. Елисеев

ЁМКОСТНОЕ ОХЛАЖДЕ́НИЕ — основано на поглощении теплоты охлаждаемой конструкцией без уноса массы (для этого в конструкции могут предусматриваться полости, заполненные специальным теплопоглощающим веществом). Теплопоглощающий материал должен обладать высокими теплопроводностью (для быстрого и равномерного распределения теплоты по всей массе) и уд. теплоёмкостью. Использование Ё. о. ограничено временем, в течение к-рого темп-ра теплопоглощающего материала достигает определённого значения. Ё. о. применяется в кратковременно работающих РДТТ и экспериментальных камерах, предназнач. для исследования рабочих процессов; такие агрегаты со стальными или медными деталями часто считают неохлаждаемыми. Принцип Ё. о. использовался также в ЖРД 30—40-х гг. и в ранних конструкциях *тепловой защиты* КА и головных частей РН (эти аппараты защищались от аэродинамического нагрева медными или бериллиевыми оболочками).

«ЕСРО» (англ. ESRO, сокр. от European Space Research Organization — Европейская организация по космическим исследованиям) — наименование серии научных западноевропейских (организации ЕСРО) ИСЗ. Различают три модели ИСЗ: «ЕСРО-1» (рис. 1), «ЕСРО-2» и «ЕСРО-4» (рис. 2).

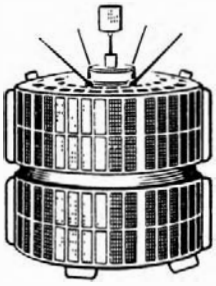


Рис. 1. ИСЗ «ЕСРО-1» («Борей»)

Модель «ЕСРО-2» (модель «ЕСРО-1» в осн. аналогична) имеет массу 75 кг. Корпус — 12-гранная призма выс. 0,85 м с макс. поперечным размером 0,76 м. Электропитание (40 Вт) от СБ (3456 элементов) и никель-кадмиевых батарей. Стабилизация вращением. Для поддержания частоты вращения в расчётном диапазоне (15—40 об/мин) служат микродвигатели, работающие на сжатом азоте, для поддержания заданной ориентации оси вращения — магнитная система. Телеметрич. передатчики работают на частотах 136,89 и 136,05 МГц, приёмник

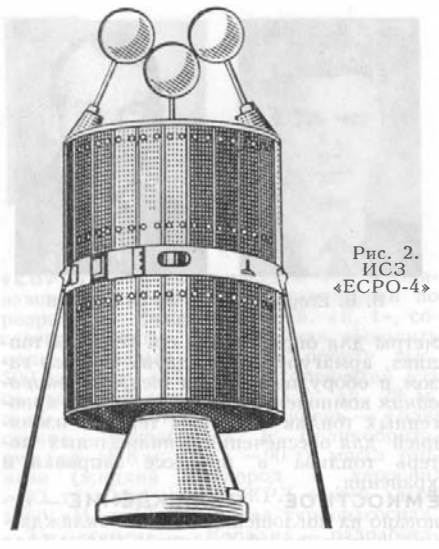


Рис. 2. ИСЗ «ЕСРО-4»

Запуски ИСЗ «ЕСРО» (успешные)

ИСЗ	Дата запуска	Масса, кг	Параметры орбиты			
			высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«ЕСРО-2В» («ИРИС»)	17.5.1968	75(21)*	322	1094	97,21	98,9
«ЕСРО-1А» («Аврора»)	3.10.1968	86(21)	253	1534	93,76	103
«ЕСРО-1В» («Борей»)	1.10.1969	86(21)	306	393	85,13	91
«ЕСРО-4»	21.11.1972	115(32)	240	1170	90,72	98,8

* В скобках указана масса полезного груза.

команд — на частоте 148,25 МГц. Используются 4 штыревые антенны. Науч. приборы, разработанные в Великобритании, Нидерландах и Франции, предназначены для регистрации рентгеновского излучения и заряж. частиц (на ИСЗ модели «ЕСРО-1» науч. приборы, созданные в Великобритании, Дании, Норвегии и Швеции, использовались для регистрации заряж. частиц, определения электронной и ионной концентрации и темп-ры, а также для исследования полярных сияний).

Модель «ЕСРО-4» имеет массу 115 кг. Корпус — цилиндр выс. 0,9 м и диам. 0,76 м. На штанге, располож. по оси вращения ИСЗ, и на трёх штангах, перпендикулярных этой оси, вынесены шары разл. диаметра. Два из них — зонды, остальные два — для балансировки. Электропитание (60 Вт) от СБ. Стабилизация вращением (65—75 об/мин); система ориентации оси вращения магнитная. Науч. приборы, разработанные в Великобритании, Нидерландах, ФРГ и Швеции,— зонды для определения ионной и электронной концентрации и темп-ры, масс-спектрометр, электростатич. анализаторы и детекторы заряж. частиц.

Все ИСЗ «ЕСРО» запускались амер. РН «Скаут».

Ж

ЖЕЛЕЗНОДОРО́ЖНЫЙ КОНТЕ́ЙНЕР для ракеты — специально оборудованный ж.-д. вагон для *транспортировки ракеты* (или её ступени) на дальние расстояния. Имеет устройства для крепления РН в трансп. положении, иногда с амортизаторами для смягчения толчков и ударов. Различают Ж. к. с выгрузкой через крышу (рис. 1) и через торцовые двери (рис. 2). В первом случае

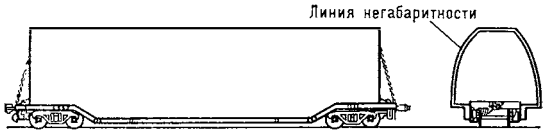


Рис. 1. Железнодорожный контейнер

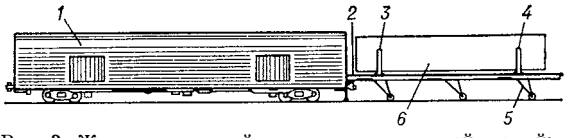


Рис. 2. Железнодорожный вагон с выдвижной рамой: *1* — кузов; *2* — выдвижная рама; *3* — передняя опора; *4* — задняя опора; *5* — откидная опора; *6* — перевозимый груз

снимают состоящую из отд. секций крышу, поднимают РН краном и укладывают её на спец. тележку. Имеются вагоны, у к-рых крыша состоит из двух навесных боковых половин, не выходящих в открытом положении за пределы ж.-д. габарита, что позволяет беспрепятственно производить маневровые передвижения вагона с открытой крышей. При закрывании половины сходятся, образуя по средней линии герметичный водонепроницаемый стык. Известна также конструкция крыши в виде гофриров. ленты, к-рая при открывании наматывается на барабан, установл. в торце вагона. Во втором случае открывают торцовые двери и РН, уложенную на спец. передвижную раму, выдвигают с помощью электропривода вместе с рамой из вагона. На консольной части рамы имеются опоры с катками, к-рые могут передвигаться по рельсам. После полного выдвижения РН перегружают на спец. тележку. Иногда Ж. к. оборудуются системами для обеспечения заданного температурно-влажностного режима, особенно при перевозках ступеней РН с РДТТ и КА, и при необходимости — системами аварийной вентиляции, пожаротушения и газоанализа. Такие Ж. к. наз. изотермич. вагонами.

ЖЕЛЕОБРА́ЗНОЕ ТО́ПЛИВО, гелеобразное топливо — ракетное топливо: весьма вязкая или студенистая жидкость, состоящая из высококалорийного горючего, окислителя, металлич. порошков и желатинизаторов. Ж. т. может быть тиксотропным (см. *Тиксотропное топливо*).

ЖИ́ДКОЕ РАКЕ́ТНОЕ ТО́ПЛИВО — *химическое ракетное топливо*, все компоненты к-рого в условиях эксплуатации находятся в жидком состоянии. Совр. ЖРД базируются на использовании *двухкомпонентного ракетного топлива*, выделяющего энергию в результате взаимодействия окислителя и горючего. В зависимости от типа участвующих в реакции окисления компонентов такое топливо может быть *самовоспламеняющимся ракетным топливом* и *несамовоспламеняющимся ракетным топливом*. В последнем случае для хим. зажигания осн. топлива используют *пусковое топливо*. Нашли применение и *унитарные ракетные топлива*. В состав Ж. р. т. для улучшения характеристик и *эффективности ракетного топлива* вводят разл. *присадки*, добавляют мелкодисперсные порошки нек-рых металлов (см. *Металлсодержащее топливо*). С этой целью изучаются также *многокомпонентные ракетные топлива* (в т. ч. *трёхкомпонентное ракетное топливо*), способные обеспечить большее значение удельного импульса. Осн. требования, предъявляемые к Ж. р. т.: обеспечение заданного уд. импульса; хорошая хим. стабильность; взрывобезопасность в условиях эксплуатации; пригодность и достаточность одного из компонентов для охлаждения ЖРД (см. *Охлаждающая способность топлива*); сохранение жидкого состояния в условиях эксплуатации без неоправданных затрат; совместимость с конструкц. материалами; возможно большая плотность; миним. вязкость и токсичность; обеспеченность сырьевыми ресурсами. Наибольшее применение в ракетной технике получили: из окислителей — *кислород жидкий*, *четырёхокись азота*, *азотнокислотные ракетные окислители*, *перекись водорода*; из горючих — *керосин*, *монометилгидразин*, *диметилгидразин несимметричный*, *гидразин*, *водород жидкий*, *амины* и др. (уд. импульс 2500—4500 м/с). Как перспективные компоненты топлива изучаются *фторные окислители*, *бороводороды*, а также сочетания жидких компонентов топлива с лёгкими металлами (литий, бериллий, алюминий) и др. (уд. импульс 3500—5000 м/с).

В табл. 1 и 2 приведены характеристики жидких ракетных топлив и ЖРД, используемых соответственно в нижних и верхних ступенях РН.

ЖИ́ДКОЕ РАКЕ́ТНОЕ ТО́ПЛИВО раздельной подачи — двух- или многокомпонентное жидкое топливо с порознь хранимыми и раздельно подаваемыми в ЖРД компонентами. Подавляющее большинство совр. ЖРД работает на *двухкомпонентном ракетном топливе*.

ЖИ́ДКОСТНЫЙ КО́НТУР системы терморегулирования — *теплообменный агрегат*, представляющий собой совокупность теплообменных, регулирующих и др. устройств, объединённых трубопроводами с циркулирующим по ним жидким теплоносителем. Используются в *терморегулирования системах* и служат обычно для переноса теплоты, выделившейся во внутр. объёме КА или отд. его приборах, к *радиационному теплообменнику*, а также регулирования интенсивности этого процесса. При соответствующем подборе оптич. свойств поверхности радиац. теплообменника в нек-рых случаях (напр., на орбит. станции «Салют-6») может применяться для обогрева внутр. объёмов КА. В системе терморегулирования мо-

Табл. 1. — Характеристики двухкомпонентных жидких ракетных топлив и ЖРД для давления в камере сгорания 15 МПа и давления на выходе из сопла 0,05 МПа

Состав топлива				Плотность, кг/м³	Температура сгорания, К	Средний показатель изоэнтропы расширения продуктов сгорания в камере	Расходный комплекс, м/с	Удельный импульс, м/с	
окислитель	горючее	массовое соотношение компонентов топлива	коэффициент избытка окислителя					на Земле	в пустоте
Кислород	95%-ный этиловый спирт	1,781	0,90	988	3504	1,140	1731	3159	3346
То же	Керосин	2,726	0,80	1036	3799	1,146	1797	3283	3475
»	Несимметричный диметилгидразин	1,923	0,90	988	3799	1,136	1840	3381	3586
»	Аммиак	1,409	1,00	892	3116	1,188	1785	3178	3344
»	Водород	5,556	0,70	345	3483	1,194	2348	4164	4378
27%-ный раствор четырёхокиси азота в азотной кислоте	Керосин	5,335	1,00	1394	3224	1,148	1575	2874	3041
20%-ный раствор четырёхокиси азота в азотной кислоте	Несимметричный диметилгидразин	3,200	0,95	1273	3219	1,175	1649	2961	3120
Четырёхокись азота	Несимметричный диметилгидразин	2,919	0,95	1189	3516	1,156	1711	3115	3291
То же	Аэрозин-50	2,127	0,95	1200	3441	1,174	1742	3137	3305
»	Пентаборан	3,059	0,70	1086	3981	1,127	1787	3291	3496
30% четырёхокиси азота + 70% тетранитрометана	Несимметричный диметилгидразин	3,682	0,95	1302	3525	1,148	1676	3061	3238
98%-ная перекись водорода	Керосин	7,393	1,00	1317	2981	1,161	1655	2993	3161
То же	80% керосина + 20% пентаборана	2,169	1,00	1261	2908	1,197	1735	3070	3227
»	Пентаборан	1,978	0,30	993	2777	1,096	1817	3412	3645
Хлорная кислота	Несимметричный диметилгидразин	3,187	0,95	1358	3596	1,146	1691	3091	3272
Пентафторид хлора	Гидразин	2,717	1,00	1532	4254	1,252	1931	3340	3490

жет быть неск. Ж. к., функционирующих самостоятельно или связанных между собой жидкостно-жидкостными теплообменниками.

ЖИ́ДКОСТНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ (ЖРД) — *ракетный двигатель*, работающий на *жидком ракетном топливе*. Превращение топлива в реактивную газовую струю, создающую тягу, происходит в *камере*. В совр. ЖРД используются как *двухкомпонентные ракетные топлива*, состоящие из окислителя и горючего, к-рые хранятся в отд. баках, так и *однокомпонентные ракетные топлива*, являющиеся жидкостями, способными к каталитич. разложению. По роду используемого окислителя ЖРД бывают азотнокислотные, азоттетроксидные (окислитель — четырёхокись азота), кислородные, перекисьводородные, фторные и др. В зависимости от значения тяги различают ЖРД малой, средней и большой тяги. Условными границами между ними являются 10 кН и 250 кН (на ЛА устанавливались ЖРД с тягой от десятых долей Н до 8 МН). ЖРД характеризуются также *удельным импульсом тяги*, режимом работы, габаритами, *удельной массой*, давлением в камере сгорания, общим устройством и конструкцией осн. агрегатов. ЖРД является осн. типом космических двигателей и широко применяется также в высотных иссл. ракетах, боевых баллистич. ракетах дальнего действия, зенитных управляемых ракетах; ограниченно — в боевых ракетах др. классов, на экспериментальных самолётах и т. д.

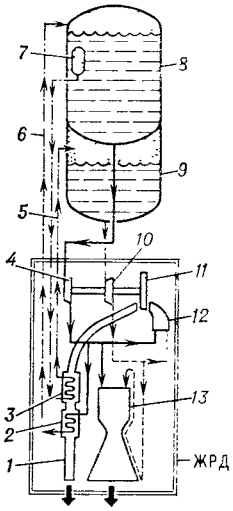


Схема ЖРД с насосной подачей топлива в составе двигательной установки: *1* — выпускной патрубок газовой турбины; *2* — теплообменник — испаритель жидкого окислителя; *3* — теплообменник — подогреватель холодного газа; *4* — насос окислителя; *5*, *6* — газовые магистрали наддува баков; *7* — баллон сжатого газа; *8* — бак жидкого окислителя; *9* — бак жидкого горючего; *10* — насос горючего; *11* — газовая турбина; *12* — газогенератор; *13* — камера

Осн. проблемы при создании ЖРД: рациональный выбор топлива, удовлетворяющего энергетич. требованиям и условиям эксплуатации; организация рабочего процесса для достижения расчётного уд. импульса; обеспечение устойчивой работы на заданных режимах, без развитых низкочастотных и высокочастотных колебаний давления, вызывающих разрушительные вибрации двигателя; охлаждение ракетного двигателя, подверженного воздействию агрессивных продуктов сгорания при весьма высоких темп-рах (до 5000 К) и давлениях до мн. десятков МПа (это воздействие усугубляется в некоторых случаях присутствием конденсированной фазы в сопле); подача топлива (криогенного, агрессивного и др.) при давлениях, доходящих для мощных двигателей до многих десятков МПа, и расходах до неск. т/с; обеспечение миним. массы агрегатов и двигателя в целом, работающих в весьма напряж. режимах; достижение высокой надёжности.

ЖРД был предложен К. Э. *Циолковским* в 1903 как двигатель для полёта в космос. Учёный разработал принципиальную схему ЖРД, указал наиболее выгодные ракетные топлива, исследовал вопросы устройства осн. агрегатов. Практич. работы по созданию ЖРД были начаты в 1921 в США Р. *Годдардом*. В 1922 он впервые зарегистрировал тягу при испытании экспериментального ЖРД, а в 1926 осуществил пуск небольшой жидкостной ракеты. В кон. 20-х — нач. 30-х гг. к разработке ЖРД приступили в Германии, СССР и др. странах. В 1931 были испытаны первые сов. ЖРД *ОРМ* и ОРМ-1, созданные В. П. *Глушко* в *Газодинамической лаборатории*. В 1933 испытана двигательная установка *ОР-2* конструкции Ф. А. *Цандера*, а *двигатель 10*, созданный *Группой изучения реактивного движения*, обеспечил полёт жидкостной ракеты.

До нач. 2-й мировой войны 1939—45 в СССР и США появились опытные образцы ЖРД с тягой до неск. кН, предназнач. для экспериментальных ЛА. Интенсивные работы в области ракетной техники, проводившиеся в Германии во время войны, вызвали появление разнообразных типов ЖРД боевого назначения, многие из к-рых производились серийно. Лучшими были ЖРД конструкции Х. Вальтера (в т. ч. *ХВК 109-509А*) и Х. Зборовского, ЖРД зенитной управляемой ракеты «Вассерфаль» и баллистич. ракеты Фау-2. До 2-й пол. 40-х гг. самыми крупными сов. ЖРД были *Д-1-А-1100* и *РД-1*, разработанные *Реактивным научно-исследовательским институтом*. Первыми серийными сов. ЖРД стали двигатели РД-1 и *РД-1ХЗ*, созданные к концу войны в *ГДЛ — ОКБ*. Там же в 1947—53 были разработаны первые в СССР мощные ЖРД: *РД-100*, *РД-101*, *РД-103*. В этот же период в США изготовлялся ЖРД с тягой ~ 350 кН для баллистич. ракеты «Редстоун».

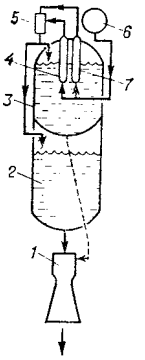


Схема ЖРД с вытеснительной подачей двухкомпонентного топлива в составе двигательной установки: *1* — камера ЖРД; *2* — бак жидкого окислителя; *3* — бак жидкого горючего; *4* — баллон жидкого окислителя; *5* — газогенератор наддува; *6* — баллон сжатого газа; *7* — баллон жидкого горючего

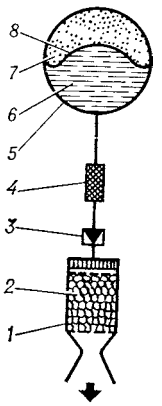


Схема ЖРД на однокомпонентном топливе в составе двигательной установки: *1* — камера ЖРД; *2* — гранулированный катализатор разложения топлива; *3* — пуско-отсечной клапан; *4* — фильтр; *5* — топливный бак; *6* — жидкое однокомпонентное топливо; *7* — сжатый газ (азот); *8* — эластичная разделительная диафрагма

Дальнейшее развитие ЖРД и совр. их состояние определила начатая в сер. 50-х гг. в СССР и США разработка МБР и РН. Для их реализации потребовалось создать мощные, экономичные и компактные ЖРД. Первыми среди них были *РД-107* и *РД-108*, с появлением к-рых тяга ЖРД увеличилась вдвое, тяга ДУ — в 10 раз. Уд. импульс ЖРД возрос почти на 30%, уд. масса снизилась более чем в 1,5 раза. Эти результаты стали возможны благодаря разработке принципиально новой конструкции ЖРД, позволившей перейти с топлива кислород — этиловый спирт на кислородно-керосиновое при

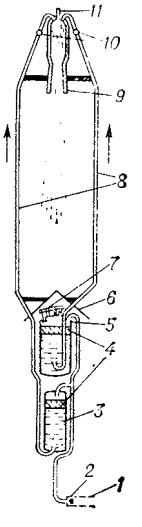


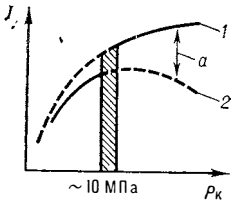
Схема первой ракеты с ЖРД (запущена Р. Годдардом 16 марта 1926): *1* — шланг наземного баллона; *2* — обратный клапан; *3* — бак с бензином (горючее); *4* — пробковый поплавковый клапан; *5* — бак с жидким кислородом (окислитель); *6* — защитный экран; *7* — предохранительный клапан; *8* — магистрали подачи; *9* — камера ЖРД; *10* — игольчатые клапаны; *11* — пирозапал

Табл. 2.— Характеристики двухкомпонентных жидких ракетных топлив и ЖРД для давления в камере сгорания 15 МПа и давления на выходе из сопла 0,005 МПа

Состав топлива				Плотность, кг/м³	Температура сгорания, К	Средний показатель изоэнтропы расширения продуктов сгорания в камере	Расходный комплекс, м/с	Удельный импульс, м/с	
окислитель	горючее	массовое соотношение компонентов топлива	коэффициент избытка окислителя					на Земле	в пустоте
Кислород	Водород	5,556	0,7	345	3483	1,214	2348	4540	4661
Фтор	Водород	16,960	0,9	708	5063	1,231	2460	4765	4883
То же	Аммиак	3,347	1,0	1179	4748	1,258	2207	4187	4281
»	Гидразин	2,374	1,0	1312	4893	1,212	2233	4275	4374
Окись фтора	Водород	10,710	0,8	553	4338	1,206	2410	4736	4865
То же	Метан	6,732	1,0	1140	4610	1,156	2109	4246	4393
»	Диборан	4,096	0,7	1020	4944	1,155	2247	4526	4682
65% фтора + 35% кислорода	Керосин	4,371	0,8	1211	4594	1,193	2047	4019	4137
80% фтора + 20% кислорода	Метан	5,945	0,8	1059	4768	1,230	2181	4221	4326

одновременном увеличении давления в камере сгорания в 2—2,5 раза.

С нач. 60-х гг. на РН начали также применяться ЖРД, работающие на высококипящих топливах. Первым из них был *РД-214*. Большое значение для развития космонавтики имело создание в сер. 60-х гг. кислородно-водородных ЖРД (предназначены для верхних ступеней РН), к-рые по уд. импульсу превосходят кислородно-керосиновые на 30%. Т. к. кислородно-водородное топливо по сравнению с кислородно-керосиновым требует при той же массе втрое большего объёма для своего размещения, а баки водорода приходится снабжать теплоизоляцией, то *Циолковского число* получается для кислородно-водородного топлива на 40% бо́льшим. Этот недостаток с избытком компенсируется высокой экономичностью кислородно-водородных ЖРД. При равной стартовой массе РН они способны вывести на околоземную орбиту втрое больший полезный груз, чем кислородно-керосиновые ЖРД.



Зависимость удельного импульса $I_у$ ЖРД от давления $p_к$ в камере сгорания: *1* — ЖРД с дожиганием; *2* — ЖРД без дожигания; *а* — потери на привод турбонасосного агрегата (сплошные участки кривых соответствуют используемым давлениям)

Осваивая всё более эффективные топлива, конструкторы ЖРД стремились одновременно к тому, чтобы преобразовать хим. энергию топлив в кинетич. энергию реактивной струи с возможно большим кпд. С этой целью была разработана схема ЖРД с дожиганием генераторного газа в камере. Для реализации этой схемы потребовалось создать камеры, работающие в условиях высоких механич. и тепловых нагрузок, а также компактные агрегаты питания большой мощности. ЖРД с дожиганием с сер. 60-х гг. широко применяются на РН, в частности используются на всех ступенях РН «Протон».

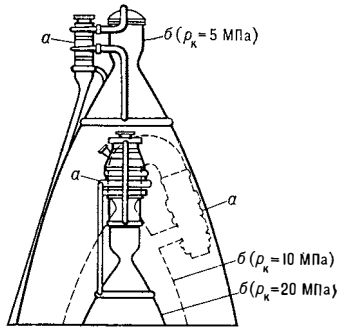
Наряду с мощными космич. ЖРД созданы многочисл. ЖРД средней и малой тяги. Безотказная работа двигателей КА обеспечивается в большой степени использованием высококипящих однокомпонентных и *самовоспламеняющихся ракетных топлив*, хранение к-рых на борту КА не вызывает трудностей. ДУ с ЖРД на однокомпонентном топливе проще по устройству, но имеют существенно меньший уд. импульс. К сер. 60-х гг. во вспомогат. ЖРД получила наибольшее применение перекись водорода, к-рая затем начала вытесняться гидразином и двухкомпонентными топливами. Использование гидразина позволило повысить уд. импульс ЖРД на однокомпонентном топливе примерно на 40%.

Большинство сов. космич. ЖРД создано в ГДЛ — ОКБ В. П. Глушко, ОКБ А. М. *Исаева* и ОКБ С. А. *Косберга*. Двигатели РД-107, РД-108, РД-214, *РД-216*, *РД-253* и др. конструкции ГДЛ — ОКБ обеспечили старт всех сов. РН; на вторых ступенях ряда РН также установлены ЖРД конструкции ГДЛ — ОКБ: *РД-119*, *РД-219* и др. Двигатели ОКБ Косберга установлены на верх. ступенях РН «Восток», «Восход» («Союз») и «Протон». Двигатели ОКБ Исаева используются в основном на ИСЗ, межпланетных КА и КК (см. *КРД-61*, *КДУ-414*, *ТДУ-1*, *КТДУ-5А* и др.).

Крупнейшие из зарубежных организаций, занятых разработкой ЖРД, находятся в США. Ведущей является фирма «Рокетдайн», к-рой созданы ЖРД *Джей-2*, *ЛР-79-НА*, *ЛР-89-НА*, *ЛР-105-НА*, *РС-2701*, *Эйч-1*, *Ф-1*, *ССМЭ*, многочисл. ЖРД ср. и малой тяги на высококипящем двухкомпонентном топливе. Большинство упомянутых мощных ЖРД создано под руководством С. Гофмана. Фирмой «Аэроджет-дженерал корпорейшен» создан ряд ЖРД на высококипящем двухкомпонентном топливе, в т. ч. ЖРД *ЛР-87-АДжей-5* и *ЛР-91-АДжей-5*, серия ЖРД ср. тяги АДжей-10 (Aj-10), включающая *АДжей-10-137* и *АДжей-10-138*. Фирма «Пратт энд Уитни» создала первый в мире кислородно-водородный ЖРД *РЛ-10*, фирма «Белл аэроспейс текстрон» — многочисл. вспомогат. ЖРД, а также ЖРД ср. тяги *ЛР-81-БА-9*, фирма «ТРВ» — ЖРД ср. тяги *ЛМДЭ*, фирма «Марквардт» — ряд ЖРД на высококипящем двухкомпонентном топливе для КК и межпланетных КА. В США создано неск. десятков типов гидразиновых ЖРД (в полёте испытаны ЖРД с тягой от 0,4 Н до 2,7 кН). В числе разработчиков ЖРД для межпланетных КА — фирма «Риэкшен моторс», создавшая также мощный ЖРД *ЛР-99-РМ-1*. Наиболее известные из западноевроп. ЖРД — *АшМ-7*, «*Валуа*», «*Вексен*», «*Викинг*» (Франция), «Гамма-2», «Гамма-8» (см. «*Гамма*»), *РЗет-2* (Великобритания). В Зап. Европе также разрабатываются ЖРД малой тяги на двух- и однокомпонентном топливах для ИСЗ. Япония производит по лицензии амер. ЖРД ЛР-79-НА для собств. варианта РН «Дельта». Для одной из ступеней этой РН фирмой «Мицубиси» разработан ЖРД на высококипящем топливе тягой 53 кН с вытеснит. подачей. На стендах испытаны кислородно-водородные ЖРД тягой до 0,1 МН с насосной подачей. В китайских РН используются ЖРД тягой 0,7 МН с насосной подачей высококипящего топлива.

Космич. ЖРД разнообразны по устройству и характеристикам. Наибольшее различие существует между мощными ЖРД, обеспечивающими разгон РН, и ЖРД *реактивных систем управления* КА. Первые работают на двухкомпонентном топливе. Тяга этих ЖРД достигает 8 МН (при суммарной тяге ДУ до 40 МН), размеры — неск. м, а масса — неск. т. Они рассчитаны обычно на однократное включение (кроме нек-рых ЖРД верхних ступеней РН) и работу в течение 2—10 мин при изменении параметров в узких пределах. К этим ЖРД предъявляется требование обеспечивать высокий уд. импульс при малых габаритах и массе. Поэтому в них применяется насосная подача топлива в камеру (исключение составляют ЖРД «Вексен» и «Валуа»). С этой целью в ЖРД предусматривается *турбонасосный агрегат* (ТНА) и *газогенератор* (ГГ). ТНА содержит высоконапорные топливные насосы (обычно осецентробежные) и приводящую их в действие турбину, к-рая вращается газом, получаемым в ГГ. В ЖРД без дожигания отработанный в турбине генераторный газ сбрасывается в выхлопной патрубок, рулевое сопло или сопло камеры. В ЖРД с дожиганием этот газ поступает в камеру для дожигания с остальной частью топлива.

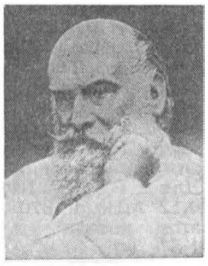
В ЖРД без дожигания через ГГ может расходоваться 2—3% всего топлива, и целесообразный предел давления в камере сгорания ограничен значением ~ 10 МПа, что связано с потерями уд. импульса на привод ТНА: для ЖРД в целом этот параметр ниже, чем для камеры, т. к. дополнит. тяга, создаваемая истечением отработанного генераторного газа, невелика. Причиной тому являются малые значения давления и темп-ры этого газа. Для ЖРД РД-216 они составляют, напр., 0,12 МПа и 870 К соответственно; при этом потери уд. импульса достигают 1,5% (св. 40 м/с). С повышением давления в камере сгорания наблюдается увеличение её уд. импульса, но для этого приходится увеличивать расход генераторного газа (для обеспечения потребной мощности топливных насосов). С нек-рого момента всё возрастающие потери уд. импульса на привод ТНА уравновешивают, а затем превышают прирост уд. импульса камеры. В ЖРД с дожиганием через ГГ расходуется значит. часть всего топлива (20—80%), однако привод ТНА осуществляется без ухудшения экономичности ЖРД (значения уд. импульса камеры и ЖРД совпадают). В камерах сгорания этих ЖРД удаётся реализовать давление 15—25 МПа (давление в ГГ прибл. вдвое больше). Для мощных ЖРД с насосной подачей топлива уд. импульс достигает 3430 м/с при использовании кислородно-керосинового топлива и 4500 м/с при использовании кислородно-водородного; уд. масса ЖРД может составлять всего 0,75—0,85 г/Н.



Относительные размеры ЖРД с равными значениями тяги и удельного импульса, но различными значениями давления в камере сгорания $p_к$: *а* — турбонасосный агрегат; *б* — камера

Кроме камеры, ТНА и ГГ, мощные ЖРД содержат топливные трубопроводы с сильфонными шлангами и компенсаторами угловых и линейных перемещений, облегчающими сборку и установку ЖРД, а также обеспечивающими разгрузку от термич. напряжений и позволяющими производить отклонение камеры с целью *управления движением* РН; трубопроводы генераторного газа и дренажа топлива; устройства и системы *запуска ракетного двигателя*; агрегаты *автоматики* с электроприводами, пневмо-, пиро- и гидросистемами и устройствами для управления работой ЖРД (в т. ч. для его *дросселирования*); агрегаты системы аварийной защиты; датчики системы телеметрич. измерений; электрич. кабельные стволы для подачи сигналов на агрегаты автоматики и приёма сигналов от телеметрич. датчиков; теплоизоляц. чехлы и экраны, обеспечивающие надлежащую темп-ру в двигатель-

В. М. Жолобов



Н. Е. Жуковский

ном отсеке и исключающие перегрев либо переохлаждение отд. элементов; элементы системы *наддува баков* (теплообменники, смесители и т. п.); шарнирный подвес или раму для крепления ЖРД к РН (рама, воспринимающая тягу, является одновременно элементом, на к-ром собирается двигатель); нередко — рулевые камеры и сопла с системами, обеспечивающими их работу; элементы общей сборки (кронштейны, крепёжные детали, уплотнения). По устройству различают *блочные жидкостные ракетные двигатели*, одно- и многокамерные (с питанием нескольких камер от одного ТНА).

ЖРД реактивных систем управления относятся к двигателям малой тяги, их масса обычно не достигает 10 кг, а выс. 0,5 м; масса мн. ЖРД не превышает 0,5 кг, и они умещаются на ладони. Характерной особенностью указанных ЖРД является работа в импульсном режиме (за неск. лет функционирования КА суммарное число включений ЖРД может достичь неск. сотен тысяч, а наработка неск. часов). Эти ЖРД представляют собой одностенные камеры, снабжённые пуско-отсечными топливными клапанами, и рассчитаны на *вытеснительную подачу* высококипящего топлива (двухкомпонентного самовоспламеняющегося или однокомпонентного). Давление в камерах сгорания указанных ЖРД, определяемое гл. обр. давлением наддува баков ДУ и гидравлич. сопротивлением питающих магистралей, находится в диапазоне 0,7—2,3 МПа. В том случае, когда газ для наддува топливных баков размещён в самих баках, его давление по мере расходования топлива снижается, что приводит к ухудшению характеристик ЖРД. Сравнительно высокий уд. импульс ЖРД (до 3050 м/с для двухкомпонентного топлива и до 2350 м/с для гидразина) достигается за счёт относительно больших размеров реактивного сопла, что обеспечивает расширение продуктов сгорания до очень малого давления. Несмотря на небольшую абс. массу ЖРД реактивных систем управления, их уд. масса велика (при уменьшении тяги от 500 до 1 Н возрастает прибл. с 5 до 150 г/Н).

ЖРД космич. аппаратов занимают по своим характеристикам промежуточное положение между мощными ЖРД ракетоносителей и ЖРД реактивных систем управления. Их тяга охватывает диапазон от сотен Н до десятков кН и может быть как нерегулируемой, так и регулируемой: они могут непрерывно работать десятые доли с и неск. тыс. с при числе включений от 1 до неск. десятков. В указанных ЖРД применяются те же типы топлив, что и в ЖРД реактивных систем управления (однокомпонентное топливо используется только в ЖРД малой тяги).

В планах дальнейшего освоения космоса ЖРД отводится большая роль. Мощные ЖРД, рассчитанные на экономичное использование эффективных топлив, по-прежнему находятся в центре внимания. К 1981 создан кислородно-водородный ЖРД с тягой св. 2 МН, предназнач. для разгона ЛА от старта до вывода на околоземную орбиту. Благодаря достижениям в области криогенной техники и теплоизоляц. материалов становится целесообразным создание ЖРД на низкокипящих топливах, развивающих высокий уд. импульс, для использования в КА, функционирующих в космосе. Прогресс в разработке ЖРД с тягой до неск. десятков кН, работающих на топливах, содержащих фтор и его производные (см., напр., *РД-301*), делает реальным применение фторных ЖРД в разгонных блоках РН и в автоматич. КА, к-рые будут совершать полёты к планетам. При стендовых испытаниях в 1977 экспериментального кислородно-водородного ЖРД (тяга 0,1 МН), разрабатываемого для этих целей, достигнут уд. импульс 4690 м/с. Проводятся экспериментальные исследования разл. проблем создания ЖРД на *металлсодержащем топливе*.

Наряду с освоением для ЖРД новых топлив ведутся поиски технич. принципов, обеспечивающих дальнейшее увеличение кпд и уменьшение габаритов и массы ЖРД. Улучшение параметров, достигаемое путём увеличения давления в камере, с ростом давления становится всё менее ощутимым, а трудности создания ЖРД всё более возрастают. Увеличение указанного параметра св. 25—30 МПа является мало эффективным и трудно реализуемым. Проявляется интерес к ЖРД, снабжённым *соплами с центральным телом* (см. «*Аэроспайк*»). С целью снижения стоимости запуска полезных грузов разработаны ЖРД (для КА многократного использования), рассчитанные на неск. десятков полётов и ресурс в неск. ч при малом объёме межполётных регламентных работ. Для диагностики состояния ЖРД и управления его работой в нём предусмотрен контрольный блок с малогабаритным счётно-решающим устройством.

Для одноступенчатых КА многократного использования, создание к-рых ожидается в кон. 90-х гг., исследуется т. н. двухтопливный ЖРД, способный работать последовательно на топливах кислород — керосин и кислород — водород.

В. И. Прищепа.

ЖИДКОФА́ЗНЫЙ Я́ДЕРНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — ЯРД с жидкофазным реактором, т. е. с реактором, при работе к-рого ядерное горючее (делящееся вещество) находится в расплавленном состоянии. См. *Коллоидный ядерный ракетный двигатель*.

ЖИЗНЕОБЕСПЕ́ЧЕНИЕ — см. *Система жизнеобеспечения*.

ЖИРИ́ЦКИЙ Георгий Сергеевич (1893—1966) — советский учёный в области турбиностроения, доктор технич. наук (1937), засл. деятель науки и техники РСФСР (1963). В 1915 окончил Киевский политехнич. ин-т, с 1918 преподавал в Киевском политехнич. ин-те, МВТУ, МЭИ, Казанском авиац. ин-те (с 1925 проф.). В 1941—46 зам. гл. конструктора ГДЛ — ОКБ. Осн. труды по теории и конструированию газовых турбин для авиационной и ракетной техники. Награждён орденом Ленина и орденом «Знак Почёта». Именем Ж. назв. кратер на Луне.

ЖО́ЛОБОВ Виталий Михайлович (р. 1937) — космонавт СССР, полковник запаса, Герой Сов. Союза (1976), лётчик-космонавт СССР (1976). Чл. КПСС с 1966. После окончания в 1959 Азербайджанского ин-та нефти и химии служил в Сов. Армии. В 1974 окончил Военно-политич. академию им. В. И. Ленина. В 1963—81 в отряде космонавтов. 6 июля — 24 авг. 1976 совм. с Б. В. *Волыновым* совершил полёт на КК «Союз-21» (в качестве бортинженера) и на орбит. станции «Салют-5». Во время полёта, длившегося 49 сут 6 ч 23 мин 32 с, выполнил программу научно-технич. экспериментов и исследований. Награждён орденом Ленина и медалями. Почётный гражданин городов Калуга, Целиноград, Прокопьевск, Херсон, Тернополь.

ЖУКО́ВСКИЙ Николай Егорович (1847—1921) — русский учёный в области механики, основоположник современной аэро- и гидромеханики. В 1868 окончил Моск. ун-т. С 1872 преподавал в Моск. технич. уч-ще (ныне МВТУ), с 1886 одновременно проф. Моск. ун-та. В 1894 был избран чл.-корр. Петерб. АН, а в 1900 выдвинут кандидатом в академики, но снял свою кандидатуру, не желая оставлять преподавание в Москве. С 1918 руководил ЦАГИ. Под рук. Ж. была создана одна из первых в мире аэродинамич. труб (1902), основан первый в Европе аэродинамич. ин-т (1904), организована аэродинамич. лаборатория в Моск. технич. уч-ще (1910). Ж. своими работами в области аэродинамики и авиации заложил теоретич. основы крылатых ЛА. Ему принадлежит фундаментальная работа по динамике полёта «О парении птиц» (1891), в к-рой исследован механизм парения с набором высоты и вычислены возможные эволюции траектории при полёте, в т. ч. «мёртвая петля» (петля Нестерова). В 1906 изложил принцип образования подъёмной силы крыла самолёта и сформулировал теорему, позволяющую определить её численное значение. В цикле работ Ж. (1910—12) развит математич. аппарат для решения задач обтекания крыла и дан метод построения теоретич. «профилей Жуковского». В 1912—18 Ж. установил законы распределения скоростей у лопасти винта, послужившие теоретич. основой для их проектирования, создал основы аэродинамич. расчёта самолёта, расчёта динамич. продольной устойчивости и прочности самолётов.

Вопросы реактивного движения были изложены Ж. в ряде работ: «О реакции вытекающей и втекающей жидкости» (1882—85), «О движении твердого тела, имеющего полости, наполненные однородной капельной жидкостью» (1885), «К теории судов, приводимых в движение силой реакции воды» (1908). Ж.— автор многочисл. оригин. исследований в области астрономии, математики, механики твёрдого тела, гидродинамики, гидравлики и др. Именем Ж. назв. кратер на Луне.

З

ЗАВЕ́СНОЕ ОХЛАЖДЕ́НИЕ, плёночное охлаждение — распространённый способ охлаждения *камер* и *газогенераторов* жидкостных ракетных двигателей, при к-ром у внутр. стенок, омываемых потоком горячих газов, создаётся относительно холодный защитный слой (завеса, плёнка) жидкости или газа, движущийся в том же направлении, что и осн. поток. Эффект охлаждения обусловлен как поглощением теплоты при испарении завесы, так и тем, что пары охладителя, поступая в пограничный слой, увеличивают его толщину и уменьшают тем самым теплопередачу в стенку. Завеса создаётся при помощи периферийных форсунок камеры (газогенератора), к-рые рассчитываются так, чтобы образовать у стенки топливную смесь, обогащённую горючим или окислителем, и (реже) подачей на стенку (через предусмотренные в ней пояса отверстий) части горючего из тракта регенеративного охлаждения. Для этой же цели могут использоваться отработанные газы ТНА. З. о. сочетается обычно с др. видами охлаждения.

ЗАДА́ЧА ДВУХ ТЕЛ — задача о движении двух тел, взаимно притягивающихся согласно *всемирного тяготения закону* Ньютона. При этом сами тела рассматриваются как материальные точки, что справедливо только для тел сферич. структуры и приближённо — когда расстояния между телами весьма велики по сравнению с их размерами. Чаще всего приходится рассматривать движение одного тела относительно другого, более массивного. З. д. т.— одна из немногих задач небесной механики, решаемых до конца. Траектории движения тел в этой задаче относительно их центра масс представляют собой конические сечения — окружности, эллипсы, параболы, гиперболы (отсюда следуют законы Кеплера). З. д. т. описывает т. н. *невозмущённое движение*, к-рое принимается за первое приближение при изучении истинных движений небесных тел. См. также *Интегралы в задаче двух тел*, *Движения теории*, *Эволюция орбит*.

ЗАДА́ЧА *n* ТЕЛ — задача о движении *n* тел (*n* — целое положительное число) под действием их взаимного притяжения по *всемирного тяготения закону* Ньютона. При этом сами тела рассматриваются как материальные точки, что справедливо только для тел сферич. структуры и приближённо — когда взаимные расстояния между телами весьма велики по сравнению с их размерами. Такого рода задача встречается, напр., при изучении движения планет Солнечной системы. До сих пор не получено строгого решения этой задачи. При исследовании движения планет решение З. *n* т. упрощается тем, что массы всех планет значительно меньше массы центрального тела — Солнца. Поэтому в первом приближении рассматривают движение планеты под действием притяжения одного лишь Солнца, в результате чего получается строго решаемая *задача двух тел*, а на последующих этапах решения учитывают влияние остальных планет. Таким путём удаётся получить достаточно точное для практических целей решение. Большую роль играет З. *n* т. в космонавтике, особенно при осуществлении межпланетных перелётов (напр., к Юпитеру). См. также *Движения теории*.

ЗАДА́ЧА О ДВУХ НЕПОДВИ́ЖНЫХ ЦЕ́НТРАХ — задача о движении материальной точки в гравитационном поле двух неподвижных точек произвольной массы. З. о д. н. ц.— одна из немногих интегрируемых проблем небесной механики, для к-рой найдено общее решение в квадратурах. Это решение иногда используется как первое приближение при исследовании нек-рых проблем *динамики космического полёта*.

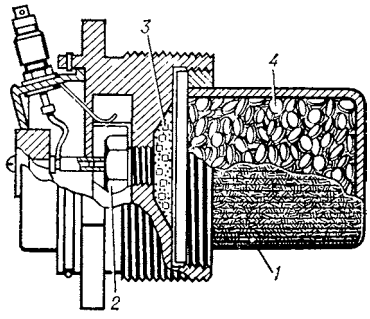
С 70-х гг. 20 в. практически используется решение обобщённой З. о д. н. ц. При математич. описании обобщённой задачи предполагают, что гравитирующие точки расположены на мнимом расстоянии. В этом случае выбором значений параметров задачи можно часто хорошо аппроксимировать нецентральное поле планеты и тем самым получить в первом приближении общее решение задачи о движении искусств. спутника в нецентральном поле.

ЗАДА́ЧА ТРЁХ ТЕЛ — задача о движении трёх тел, взаимно притягивающихся по *всемирного тяготения закону* Ньютона. При этом сами тела рассматриваются как материальные точки, что справедливо только для тел сферич. структуры и приближённо — когда взаимные расстояния между телами значительно превосходят их размеры. Чаще всего бывает нужно определить движение двух тел относительно третьего. Иногда рассматривают движение всех трёх тел по отношению к их общему центру масс. З. т. т. встречается, напр., при изучении движения Луны под действием притяжения Земли и Солнца, при изучении движения звёзд в тройных звёздных системах и т. д. До сих пор не найдено строгого решения З. т. т., пригодного для вычисления координат движущихся тел или для описания качественной картины движения. В небесной механике разработаны, однако, разл. приближённые методы, позволяющие находить во многих случаях достаточно точное для практич. целей решение этой задачи; имеется точное решение З. т. т. в частном случае, когда рассматривается *задача о двух неподвижных центрах*. См. также *Движения теории*.

ЗАДЕ́РЖКА ВОСПЛАМЕНЕ́НИЯ ТО́ПЛИВА, время индукции — промежуток времени между началом поджигания топлива или контактированием самовоспламеняющихся компонентов топлива и его воспламенением. Длительность З. в. т. определяется скоростью физ. и хим. процессов, происходящих в топливе в этот отрезок времени. В течение З. в. т. происходят подготовит. физ. процессы (смешение и испарение компонентов топлива, передача теплоты и т. п.) и хим. предпламенные реакции между компонентами топлива (образование перекисей, нитратов, нитритов и др. промежуточных соединений, распадающихся под влиянием выделяющейся теплоты с образованием парогаза). З. в. т. должна быть достаточно малой для обеспечения безопасного запуска, а также плавного и устойчивого горения топлива. З. в. т. зависит от природы топлива и условий воспламенения. Допустимое значение З. в. т. измеряется сотыми долями с.

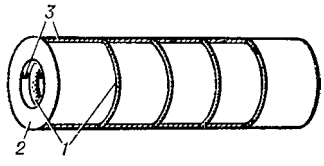
ЗАЖИГА́НИЕ в химическом ракетном двигателе — процесс воспламенения *химического ракетного топлива* в камере (газогенераторе) РД; начинается с инициирования воспламенения и завершается установлением самоподдерживающегося горения во всём рабочем пространстве камеры (газогенератора). З. является необходимым этапом *запуска ракетного двигателя*. З. и все предшествующие операции направлены на то, чтобы воспламенить топливо без возникновения неустойчивости рабочего процесса, опасных пиков давления и др. нежелат. явлений. В зависимости от способа инициирования воспламенения различают следующие осн. виды З.: пиротехническое, химическое, каталитическое, электрическое, горячим газом. При выборе вида З. учитываются используемое ракетное топливо, внеш. условия работы РД, кратность включения и использования РД, принципиальная схема РД, размеры агрегатов и т. д. В ЖРД, напр., применяются все перечисленные виды З., в РДТТ — пиротехническое.

Зажигание в РДТТ осуществляется с помощью пиротехнич. зажигат. устройства (воспламенителя), содержащего обычно 3 осн. элемента: электрозапал с мостиком накаливания, размещённым внутри чувствит. к нагреву инициирующего заряда; передаточный заряд,



Корзиночный воспламенитель: *1* — проволочная корзинка; *2* — электрозапал; *3* — гранулы передаточного заряда; *4* — таблетки основного заряда

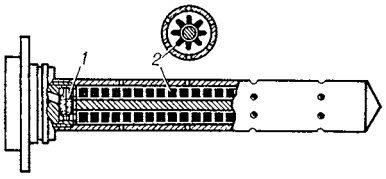
легко воспламеняющийся от продуктов сгорания инициирующего заряда; осн. заряд, непосредственно воспламеняющий топливный заряд РДТТ. Заряды разл. элементов воспламенителей имеют массу от неск. мг (пиротехнич. состав, нанесённый на мостик накаливания) до десятков кг (осн. заряд воспламенителя крупного РДТТ). В небольших РДТТ, к к-рым не



Бескорпусный воспламенитель: *1* — полоски электропроводящего пиротехнического состава; *2* — основной топливный заряд РДТТ; *3* — электропроводящие полоски

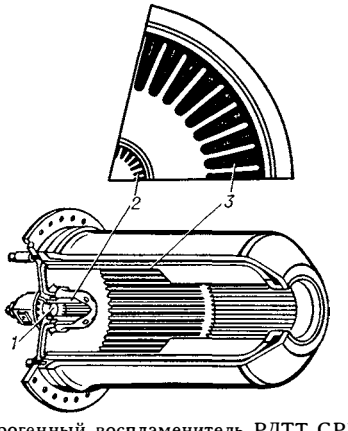
предъявляется высоких требований, используются воспламенители в виде мешочков и картонных коробок с порошкообразным чёрным порохом, в к-ром размещён электрозапал. Более совершенны

коробочные воспламенители с лёгкими металлич. или пластиковыми корпусами, содержащими чёрный порох (часто с присадкой магния) либо смеси окислителей (перхлорат калия, нитраты калия и бария, хроматы бария и свинца, тефлон)



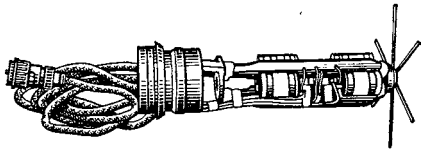
Трубчатый воспламенитель: *1* — гранулы передаточного заряда; *2* — основной заряд из таблеток смесевого топлива

с бором или лёгкими металлами (алюминий, магний, цирконий). Состав пиротехнич. смеси определяется конкретными параметрами и условиями применения РДТТ. Воспламенители изготавливаются также напылением пиротехнич. смеси на пластиковые листы, сворачиваемые затем в рулоны и закладываемые в каналы РДТТ, или нанесением полос электропроводящего пиротехнич. состава на поверхности горения топливного заряда. Такие воспламенители позволяют, напр., осуществить мгновенный пуск ракет класса «воздух — воздух», «земля — воздух». Широко используются т. н. корзиночные воспламенители — с таблетками пиротехнич. смеси, размещёнными в сетчатых и перфорированных металлич. корпусах. Эффективное З. достигается применением воспламенителей с корпусами в виде перфориров. трубок (с отношением длины к диаметру до 30). В самых крупных РДТТ используются т. н. пирогенные воспламенители, представляющие собой небольшие РДТТ, к-рые могут содержать одиночные заряды из *смесевого твёрдого ракетного топлива*. Их иногда устанавливают в РДТТ со стороны сопла, в расчёте на удаление после З.

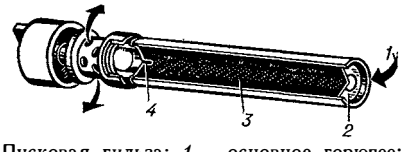


Пирогенный воспламенитель РДТТ СРМ: *1* — таблетки инициирующего заряда; *2* — передаточный заряд смесевого топлива; *3* — основной заряд смесевого топлива

Пиротехническое З. в ЖРД производится при помощи пиротехнич. смеси (шашки), горение к-рой инициируется электрозапалом (пиропатроном). Пиротехнич. зажигат. устройства (ПЗУ) могут вворачиваться в днища форсуночных головок камер и ГГ или в корпуса ГГ, а также монтироваться на дерев. и пластмассовых держателях (штативах), вводимых в камеры через сопла. ПЗУ камер частично сгорают и выбрасываются наружу (вместе с электрич. проводами) реактивной струёй. В ПЗУ крупных камер пиротехнич. смесь размещается т. о., чтобы создать очаг пламени по всему днищу форсуночной головки. В ней могут выполняться каналы для подвода горючего к ПЗУ — с целью образования мощного воспламеняющего факела. Надёжное З. в однокамерном кислородно-керосиновом ЖРД тягой 1 МН обеспечивается, напр., установкой в камере и газогенераторе ПЗУ, содержащих соответственно 40 и 2 г пиротехнич. смеси (на основе перхлората калия, горючего-связки и металлич. порошка), сгорающей в течение 5—8 с. ПЗУ применены в камерах ЖРД *РД-107*, *РД-108*, *РД-111*, *РД-119*, *АшМ-7*, в газогенераторах ЖРД типа ЛР, *Ф-1* и в агрегатах др. ЖРД одноразового запуска.



Пиротехническое зажигательное устройство камеры ЖРД РД-119



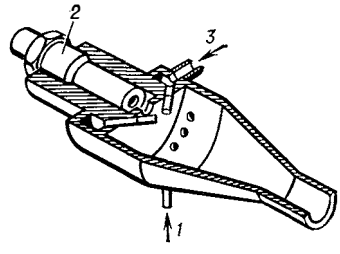
Пусковая гильза: *1* — основное горючее; *2*, *4* — мембраны свободного прорыва; *3* — пусковое горючее

Химическое З. инициируется за счёт хим. реакций. Оно всегда имеет место при работе ЖРД на *самовоспламеняющемся ракетном топливе*. В ЖРД, работающих на несамовоспламеняющемся топливе, используется обычно пусковое жидкое горючее, воспламеняющееся при контакте с окислителем; могут применяться также пусковые окислитель или горючее. Пусковое горючее заливается непосредственно в питающие магистрали (как у *РД-214*) либо в гильзы (ампулы), размещаемые в байпасных магистралях. Системы с пусковой гильзой просты по устройству и удобны в эксплуатации; они широко применяются в камерах кислородно-керосиновых ЖРД одноразового запуска. Распространёнными пусковыми горючими являются триэтилалюминий и его смеси с триэтилбораном. Напр., для камеры тягой 1 МН требуется ~ 200 см³ этой смеси. В ЖРД с тягой в неск. десятков кН, разрабатывавшихся ГДЛ — ОКБ в начале 50-х гг., хим. З. обеспечивалось пропусканием *азотнокислотного ракетного окислителя* через пакет с активным веществом — перманганатом калия; образующиеся при этом продукты воспламеняли горючее (продукт переработки нефти).

Каталитическое З. является разновидностью химического. Воспламенение топлива инициируется веществом-катализатором. Этот способ применяется обычно в камерах ЖРД, работающих на топливе перекись водорода — керосин (ЖРД «*Гамма*-2», «Гамма-8» и др.): при пропускании через катализатор окислитель разлагается с образованием горячего газообразного кислорода, к-рый воспламеняет керосин. З. в кислородно-водородном ЖРД можно также произвести пропусканием газифицированного топлива через платиновый или палладиевый катализатор.

Электрическое З. производится при помощи электрич. искровых свечей (в первых ЖРД использовались свечи накаливания). Энергия искры, образующейся между электродами свечи, воспламеняет топливо, подводимое в область разрядного промежутка. Используются 2 осн. типа свечей: низковольтные — с полупроводниковым элементом между концами электродов и высоковольтные — с возд. зазором или керамич. изолятором. Они работают при разрядном напряжении ок. 2 и 15—25 кВ соответственно. Достоинством низковольтных свечей является контролируемость их срабатывания (по изменению силы тока), недостатком — ухудшение работоспособности при воздействии термич. удара, характерного для запуска ЖРД на низкокипящих топливах. Высоковольтные искровые свечи широко применяются в камерах и ГГ космич. ЖРД (кислородно-водородные ЖРД *Джей-2*, *РЛ-10*, *ССМЭ*). При частоте искрообразования 20—50 Гц и энергии одиночного разряда 0,1—0,5 Дж они обеспечивают надёжное воспроизводимое З. при приемлемой массе системы З. Поскольку эта система относительно сложна (кроме свечи необходимы кабели, блок возбуждения и др. элементы), а в тепловую преобразуется лишь ~ 10% первичной энергии, то электрич. З. оказывается целесообразным в осн. для ЖРД и газовых РД многократного запуска (использования). В крупноразмерных камерах и ГГ применяются т. н. форсированные (форкамерные) электроискровые зажигат. устройства — в виде небольших ГГ, снабжённых свечами. Расход топлива в них составляет ~ 0,5% от номин. расхода через весь агрегат.

З. горячим газом предусматривает в качестве источника воспламенения продукты сгорания порохового



Форсированное электроискровое зажигательное устройство: *1* — горючее; *2* — электрическая искровая свеча; *3* — окислитель

стартёра либо основного газогенератора ЖРД. 1-я схема З. используется в ГГ космич. ЖРД АшМ-7 и Эйч-1. 2-я схема целесообразна для камер ЖРД с дожиганием.

З. в высотных (и космич.) условиях осложняется тем обстоятельством, что с уменьшением давления и темп-ры внеш. среды у большинства ракетных топлив ухудшаются характеристики воспламенения. Нормальное З. в этом случае обеспечивается поддержанием в полостях агрегатов первонач. атм. давления — за счёт установки «вышибных» заглушек (в горловинах камер и выхлопных патрубках турбин) либо кратковрем. созданием в полостях избыт. давления за

счёт предпусковой продувки их нейтр. газом. *И. А. Клепиков, В. И. Прищепа.*

ЗАЛИ́ВКА жидкостного ракетного двигателя — заполнение топливом магистралей ЖРД в процессе его работы. Обычно масса залитого топлива составляет 5—10% от массы конструкции ЖРД.

ЗА́МКНУТАЯ БИОТЕХНИ́ЧЕСКАЯ СИСТЕ́МА (применительно к СЖО КК) — замкнутая *система жизнеобеспечения* на основе автономной *биотехнической системы*, функционирование к-рой полностью обеспечит потребности экипажа КК в кислороде, воде и пище. В основе возможности создания З. б. с. лежит способность нек-рых организмов выделять кислород, утилизировать *отходы жизнедеятельности* человека, осуществлять *воспроизводство пищи*. З. б. с. с регенерацией всех необходимых человеку веществ и неограниченным временем существования является чисто теоре-

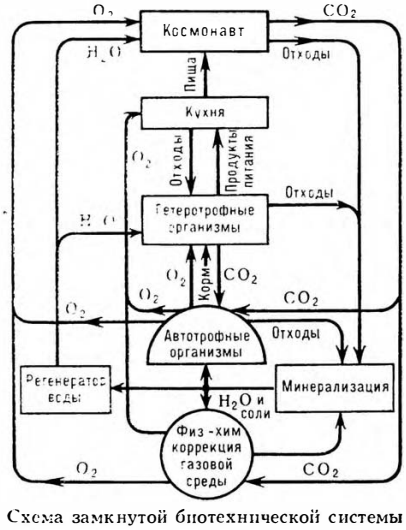


Схема замкнутой биотехнической системы

тич. понятием (идеальная система). Реальная система всегда будет иметь нек-рые запасы веществ, а задачи *регенерации кислорода* и *регенерации воды* будут частично осуществляться физико-хим. методами.

Составной частью З. б. с. явится *биокомплекс*, подобранный так, чтобы обмен веществ человека был сопряжён с соответствующими обменными процессами др. живых организмов. Обязательным звеном З. б. с. будут *автотрофные организмы*, участвующие в синтезе растительной пищи из неорганич. веществ путём *фотосинтеза* или *хемосинтеза*, а также способствующие регенерации кислорода и воды. В случае использования световой энергии автотрофное звено будет представлено высшими растениями и одноклеточными водорослями (см. *Оранжерея космическая*, *Фотосинтетический реактор*, *Водоросли одноклеточные*, *Культиватор*, *Асинхронная культура*). Однако подсистема растительных организмов не сможет обеспечить человека белками животного происхождения и насыщенными жирными кислотами (животными жирами), что потребует ввести в З. б. с. подсистему *гетеротрофных организмов*. Это в свою очередь усложнит подсистемы утилизации, *минерализации* и физико-хим. коррекции, к-рая необходима для восполнения возможного дефицита кислорода, удаления вредных примесей из воздуха, поддержания заданных режимов по влажности, темп-ре и т. п.

Каждая подсистема, в т. ч. подсистемы физико-хим. регенерации, и даже отд. взятая биол. подсистема представляют собой открытую проточную систему. Для её нормального функционирования требуется постоянное поступление необходимых исходных веществ и энергии и удаление конечных продуктов. Чтобы создать З. б. с., следует состыковать открытые проточные подсистемы в последовательную функциональную цепочку, замкнутую по основным веществам. В таком замкнутом контуре выходные характеристики одной подсистемы должны соответствовать входным характеристикам последующей подсистемы. От степени сбалансированности скоростей движения веществ в подсистемах и в СЖО в целом зависят уравновешенность и, следовательно, устойчивость и надёжность системы.

Обеспечение существования человека на основе круговорота веществ создаст ситуацию, при к-рой СЖО окажется в прямой зависимости от человека как её составной и основной подсистемы. Эта зависимость настолько велика, что привычный смысл самого понятия СЖО станет по отношению к человеку условным, поскольку он окажется объектом обеспечения в той мере, в какой сам обеспечит функционирование остальных подсистем З. б. с. Это показывает всю условность термина «СЖО» по отношению к З. б. с., включающим человека. См. *Экологическая система*.

ЗА́НДЕР (Sander) Фридрих Вальтер (1896—1934) — немецкий конструктор ракет на твёрдом топливе. С 1920 занимался произ-вом спасат. ракет. Ракеты З. применялись на автомобилях, санях, дрезинах и планёрах (при испытаниях, проводимых М. *Валье* в 1928—29).

ЗАПАДНОГЕРМА́НСКИЕ ИСКУ́ССТВЕННЫЕ СПУ́ТНИКИ ЗЕМЛИ́ — см. *Космическая программа ФРГ*.

ЗА́ПАДНЫЙ ИСПЫТА́ТЕЛЬНЫЙ ПОЛИГО́Н (Western Test Range) — космодром США, расположенный на побережье Тихого океана (34° 40′ с. ш. и 120° 40′ з. д.). К З. и. п. относится ряд о-вов в р-не Калифорнии: Сан-Клементе, Анакапа, Санта-Крус, Санта-Роса, Сан-Мигель, Пойнт-Сур и Пойнт-Гиллер. Кроме того, оборудование, принадлежащее полигону, находится на Гавайских о-вах (в пунктах Баркин-Сандс, Коки-Парк, Канеохе и Саут-Пойнт) и на о-вах Тихого ок. Джонстон, Кваджалейн, Эниветок, Уэйк, Мидуэй, Кантон и Терн. На Гавайских о-вах в Канеохе (о. Оаху) находится представительство космодрома. Организационно З. и. п. состоит из трёх испытат. р-нов (о. Эниветок, о. Кваджалейн и Гавайских о-вов) и двух управлений (обеспечения и технич. обеспечения). В состав З. и. п. также входит н.-и. центр ВМС по ракетному оружию в Пойнт-Аргуэльо. Центр З. и. п. находится на базе Ванденберг (250 км северо-западнее г. Лос-Анджелес), к-рая является уч. центром для обучения ракетных подразделений и базой для запуска МБР. По структуре управления З. и. п. аналогичен *Восточному испытательному полигону* и полигону в *Уайт-Сандс* (шт. Нью-Мексико). Со времени ввода космодрома в эксплуатацию (первый запуск КА 28.2.1959, «Дискаверер-1») на нём построено 53 стартовых комплекса (СК).

На З. и. п. имеется неск. трасс стрельбы: в юго-зап. направлении — для запуска МБР; в юж. направлении — для

Ф. В. Зандер

А. Д. Засядко

запуска ИСЗ на полярные орбиты; в сев.-вост. (в направлении шт. Юта и Невада) — для запусков баллистич. ракет. Полётная трасса (протяжённостью ~ 10 000 км) простирается над Тихим ок. и заканчивается у о-ва Кантон (о-ва Феникс) и близ атолла Кваджалейн (Маршалловы о-ва). Станции слежения З. и. п. находятся на материке в р-не стартовых позиций (на базе Ванденберг и в 3000 км к северу в р-не г. Пилларт-Пойнт) и на о-вах Тихого океана Оаху и Мауи (Гавайские о-ва), Кантон, Кваджалейн, Гуам и в других точках. Станции оборудованы РЛС, оптич. и телеметрич. аппаратурой; используются также корабельные и самолётные станции. В дек. 1963 в зоне З. и. п. введена в действие подводная кабельная линия связи, соединяющая США с Австралией, Новой Зеландией, о-вами Фиджи и Канадой. Географич. положение З. и. п. позволяет запускать КА на орбиты с наклонением от 82 до 125°. Допустимый сектор пуска ограничен азимутом от 170 до 301° (без манёвра РН на активном участке траектории). З. и. п. — единств. полигон в США, откуда можно осуществлять запуски КА на полярные орбиты, исключающие полёт РН над населёнными районами на начальных участках траекторий, когда сбрасываются ракетные ступени.

ЗАПА́ЗДЫВАНИЕ РАДИОСИГНА́ЛОВ — обусловлено конечной скоростью распространения радиоволн и определяется промежутком времени, равным отношению расстояния между радиопередатчиком и радиоприёмником к скорости распространения. При ретрансляции радиосигналов через ИСЗ или др. КА расстояние (в определении запаздывания) складывается из расстояний от радиопередатчика до ретранслятора и от ретранслятора до радиоприёмника. Следует учитывать возможную задержку во времени прохождения сигналов в аппаратуре *земных станций* и ИСЗ. З. р. на каждые 3000 км примерно равно 0,01 с.

ЗАПРА́ВКА ракеты-носителя — заполнение топливных баков РН жидкими компонентами топлива и бортовых баллонов высокого давления сжатыми газами. Время на З. регламентируется. Кол-во топлива, заправляемого в топл. баки, указывается в полётном задании и выражается в единицах массы. Технологич. процесс З. состоит из двух этапов — подготовки топлива и *заправочной системы* и собственно З.

Подготовка топлива к З. заключается в установлении хим. состава и плотности при заданной темп-ре. Темп-ра топлива должна быть не только определённой, но и постоянной по всему объёму заправочной ёмкости, что достигается *барботированием топлива* перед З. Температурное

расслоение жидкости в заправочной ёмкости происходит в результате конвекции (свободной или вынужденной) или в результате радиац. воздействия Солнца и Земли. В нек-рых случаях для получения определ. плотности и темп-ры в спец. теплообменных системах топливо охлаждают (или нагревают) и подвергают *термостатированию*. Знание истинной темп-ры топлива позволяет с достаточно высокой точностью определять его плотность, по к-рой можно вычислить необходимый объём заправляемого топлива.

З. осуществляется по заправочным системам, включающим трубопроводы и *арматуру заправочных систем*. Трубопроводы соединяют заправочную ёмкость с магистралями топл. системы ДУ РН. Для транспортировки (подачи) топлива по трубопроводам используют источники энергии, сообщающие топливу определ. давление при соответствующем расходе, к-рый определяется временем заправки (временем, за к-рое расчётное кол-во топлива окажется в баках РН). По типу источника энергии З. может быть насосной или вытеснительной. При насосной З. топливо из заправочной ёмкости подаётся в баки РН, как правило, центробежными насосами, к-рые могут работать в режиме закрытой задвижки (такой режим может возникнуть при внезапном перекрытии напорного трубопровода в случае экстренного прекращения З.); при этом макс. давление в напорных трубопроводах не будет превышать рабочее более чем на 20—30%. При вытеснит. З. в газовой подушке заправочной ёмкости создаётся избыточное давление, к-рое и определяет расход топлива при заданном режиме, т. к. объёмный расход поступающего из *ресиверной* и редуцированного до необходимого давления сжатого газа приблизительно равен объёмному расходу заправляемого топлива. Осн. достоинство насосной системы подачи — сравнительно малая металлоёмкость, т. к. источником энергии являются малогабаритные высоконапорные и большерасходные насосы. Расходы топлива составляют десятки м³/мин, а напоры — до 100—150 м столба жидкости, однако мощности, потребляемые электроприводами насосных установок (обычно асинхронные электродвигатели), составляют сотни кВт, что требует наличия на *стартовой позиции* спец. электростанций. При вытеснит. подаче сжатый газ можно предварительно накопить в баллонных батареях ресиверных.

Расход топлива при З. регулируется с помощью элементов арматуры заправочных систем (гидроклапанов, дросселей, задвижек и т. д.). Перед началом З. производится наддув заправочной ёмкости, а корпус насоса и гидравлич. магистрали, соединяющие трубопроводы заправочной системы с системой трубопроводов топл. баков РН, заливаются топливом. Заливка насоса и магистралей топливом необходима для обеспечения бескавитац. режима работы насоса и плавного (без провалов и колебаний в расходе и напоре) выхода на расчётный режим З. Следующий этап — включение насосной установки при открытой запорной и регулирующей расход топлива гидравлической арматуре. В начале и конце З. используется режим малого расхода, позволяющий устранить возникновение гидравлического удара, а также обеспечивающий более точное дозирование топлива. Ракетные топлива, как правило, токсичны, пожароопасны или коррозионно активны и обладают повышенной летучестью и испаряемостью, поэтому в процессе заполнения топл. баков РН происходит сброс (через дренажно-предохранит. клапаны) в систему нейтрализации паров топлива, смешанных с воздухом и вытесняемых из баков поступающим туда топливом (см. *Нейтрализация топлива*). При насосной системе подачи топлива можно применять закольцовку, т. е. соединение трубопроводом топливного бака РН с заправочной ёмкостью для отвода туда воздуха с парами топлива; в этом случае нет необходимости иметь систему нейтрализации паров топлива. В заправочной ёмкости для обеспечения бескавитационной работы насосной установки создаётся избыточное давление, к-рое в процессе З. должно или оставаться постоянным, или меняться по определ. закону. Для этого в заправочную ёмкость подаётся газ, редуцированный до определ. давления и замещающий выдаваемый объём топлива. При больших расходах топлива трудно обеспечить стабильную работу редуктора, понижающего давление газа, поступающего в заправочную ёмкость. При применении системы закольцовки необходимо в начале З. с помощью внешней системы наддуть ёмкость до определ. давления, а далее объёмы топлива, выдаваемые из заправочной ёмкости, будут замещаться в ней смесью паров топлива с воздухом, вытесняемой из баков РН топливом. Поэтому система внешнего наддува, поддерживающая необходимый закон изменения давления, работает на малых расходах. При заполнении баков РН топливом примерно на 95% расход топлива через насосы уменьшается, и при достижении заданного кол-ва закрывается запорная арматура, останавливаются насосы и прекращается наддув заправочной ёмкости. Регистрация суммарного кол-ва топлива, заправл. в баки РН, осуществляется системой контроля уровня (СКУ), в к-рую входят *уровнемер* (градуированный вместе с топл. баком), вторичная регистрирующая аппаратура или *дозатор*. По методу измерения дозаторы топлива могут быть объёмные или массовые.

Поскольку в качестве ракетного топлива могут применяться сжиженные газы (криогенные топлива) — кислород, водород и т. п., имеющие низкую темп-ру кипения (ниже —180 °С), в процессе нахождения РН на ПУ происходит испарение топлива и выбросы через дренажно-предохранит. клапаны баков его паров, что компенсируется подпиткой, т. е. периодич. *дозаправкой топливом* с помощью подпитчика — заправочного агрегата. Подпитчик имеет термоизолиров. ёмкость с криогенным топливом, систему автоматич. управления и комплект трубопроводов с запорной и регулирующей арматурой и шлангами. Топливо подаётся насосной установкой или методом вытеснения. Система управления подпитчиком связана с СКУ бака РН и автоматически включает и выключает подпитку. Когда уровень топлива в баке вследствие испарения опускается ниже нормы, система управления подпитчиком получает командный сигнал и топливо (малым расходом) поступает в бак РН; по достижении топливом заданного уровня СКУ выдаёт командный сигнал на прекращение подпитки. Перед пуском система подпитки отключается от РН. Для предотвращения потерь криогенного топлива, заправл. в РН, применяют его *охлаждение* или обратную конденсацию (превращение паров топлива в жидкость). В этом случае пары топлива конденсируются в спец. холодильных машинах (см. *Холодильный центр*) и возвращаются в жидком состоянии обратно в топл. баки РН.

Для регистрации в процессе З. давления, темп-ры, расхода, уровня топлива в заправочных ёмкостях и баках РН, наличия топлива в магистралях заправочной системы, частоты вращения электродвигателей насосных установок, напряжения и силы тока, давления рабочего газа в пневмосистеме, управляющей исполнит. органами гидравлич. запорной и регулирующей арматуры, и др. параметров применяется контрольно-измерит. система.

Давление измеряется датчиками, к-рые преобразуют энергию давления в электрич. сигнал. Используются датчики давления с потенциометрич., индуктивным, ёмкостным преобразователем, вырабатывающим электрич. сигнал, пропорциональный давлению и передаваемый на показывающий прибор, шкала к-рого градуирована в единицах давления. Датчики давления (наз. также сигнализаторами, пневматич. реле) являются первичными датчиками дистанц. манометров. Контроль заполнения гидравлич. магистралей заправочной системы осуществляется сигнализатором наличия жидкости — датчиком, срабатывающим при наличии жидкости в данном участке трубопровода. Сигнализатор представляет собой нормально разомкнутый контакт, который замыкается электропроводящим топливом; он может также быть выполнен в виде пьезокристалла; является одним из элементов системы контроля за процессом З. и системы блокировки. Темп-ра измеряется дистанц. термометрами, в качестве к-рых применяют термопары, термисторы и т. п., реже газо- или жидкостнонаполненные ампулы, в к-рых под воздействием темп-ры окружающей среды изменяется давление или объём рабочего тела. Расход топлива измеряется расходомерами, входящими в состав дозатора. Частота вращения контролируется электротахометрами. Положение исполнит. органов гидроарматуры определяется по показаниям датчиков пути или конечных выключателей. Первые представляют собой потенциометры, вторые — разрыватели электроцепи. Выходные сигналы всех первичных датчиков контрольно-измерит. системы в виде электрич. сигналов поступают в разл. системы управления З.

Для управления З. применяется спец. пульт (панели, собранные на приборных стойках), с к-рого оператор, производящий З. РН топливом и сжатыми газами, контролирует прохождение команд. На панелях расположены: световые табло, сигнализирующие о степени готовности З. и режимах процесса З.; пневмогидравлич. схема системы З., на к-рой фиксируются с помощью световых сигналов положения управляющих элементов гидросистемы; регистрирующие приборы системы измерения и контроля параметров процесса З. Система дистанц. управления заправкой предназначена для последоват. осуществления технологич. операций, обеспечивающих З. РН в ручном и автоматич. режимах. Работа этой системы фиксируется на панелях пульта, поэтому оператор контролирует по соответствующим сигналам любое нарушение в последовательности выполнения операций и исправляет его. Система автоматич. управления технологич. операциями с пульта представляет собой совокупность приборов на *стартовом*

комплексе для управления операциями, связанными с хранением топлива, пристыковкой исполнит. и дренажных магистралей, электро- и пневморазъёмов, З. РН, сливом топлива из неё и нек-рыми вспомогат. операциями. Приборы связаны (в части выдачи и получения команд) с системами нейтрализации, термостатирования топлива, вентиляции *хранилищ топлива, транспортно-установочным агрегатом*, системами управления технологич. параметрами, противопожарной защиты и др. Разрешающие команды поступают с системы дистанционного управления технологич. операциями.

З. РН топливом и сжатыми газами, подготовка РН к пуску производятся автоматически, слив топлива — полуавтоматически, заполнение хранилищ топливом, термостатирование и барботирование топлива, слив топлива из заправочных магистралей и др. осуществляются вручную по командам оператора.

З. бортовых баллонов РН сжатыми газами происходит от систем газоснабжения, представляющих собой ресиверные с баллонными батареями, необходимой регулирующей и запорной арматурой, а также системой газовых редукторов для снижения давления сжатых газов, поступающих к потребителям. Газ, заправленный в бортовые баллоны РН, используется для наддува топливных баков РН (разгрузки от сжимающих усилий и создания бескавитац. режима работы ТНА ДУ). Осн. требования, предъявляемые к газам,— нейтральность по отношению к топливу, малая растворимость в нём; отсутствие конденсации при темп-ре компонента топлива. Особенно это важно при наддуве баков с криогенными топливами (см. *Газы сжатые*). Транспортировка сжатых газов производится по трубопроводам со скоростями до десятков м/с. Особенно важны начало и конец З.: в начале З. сжатый газ, поступающий в трубопроводы, давление в к-ром относительно мало, приобретает сверхзвуковые скорости, что может привести к появлению пневмо- и теплового удара, при к-ром давление и темп-ра газа могут повыситься в десятки раз. В конце З. эти явления могут возникнуть при внезапном перекрытии заправочных пневмомагистралей. Для ликвидации этих явлений создаются тупиковые участки трубопроводов, где и реализуются повышенные темп-ры и давления. Процесс З. баллонов сжатым газом и его давление контролируются дистанционными манометрами на баллонной батарее РН.

О заправке КА см. в ст. *Космодром*.

Г. Н. Бобровников.

ЗАПРА́ВОЧНАЯ СТА́НЦИЯ — комплекс сооружений, систем и агрегатов для *заправки* РН и КА жидкими компонентами ракетного топлива и сжатым газом. В состав З. с. входят: системы заправки с ёмкостями-хранилищами ракетных топлив, насосными станциями для их перекачки и трубопроводами с арматурой для заправки дозированными кол-вами компонентов топлива; система управления заправкой и измерений параметров заправки; *ресиверная* для хранения и заправки сжатыми газами; системы *термостатирования* компонентов топлива, вакуумирования баков РН и КА; *станция нейтрализации* пром. стоков и паров топлива; системы газового контроля помещений, пожаротушения, связи; средства обслуживания при заправке; системы вентиляции, энергоснабжения и др. Это оборудование размещается в отдельных сооружениях, связанных между собой системой трубопроводов, связи, сигнализации и т. д.

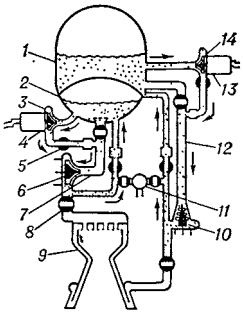
ЗАПРА́ВОЧНЫЕ СИСТЕ́МЫ — комплекс устройств и аппаратов для хранения ракетного топлива и сжатых газов, *заправки* ими топливных баков РН и КА, а также слива из баков. З. с. обеспечивают дополнительные технологич. операции: *термостатирование, охлаждение, деаэрацию топлива* и *барботирование топлива*. З. с. состоят из одной или неск. заправочных ёмкостей, насосной станции или системы вытеснения, запорной и регулирующей гидравлич. арматуры, контрольно-измерит. приборов, пневмосистемы, обеспечивающей наддув заправочных ёмкостей и дистанц. управление разл. гидроклапанами, а также гидро- и пневмотрубопроводов, по к-рым ракетное топливо и сжатый газ транспортируются к местам заполнения и потребления. Для термостатирования компонентов топлива в состав З. с. могут входить разл. теплообменные аппараты и источники холода. Для криогенных З. с. характерно наличие вакуумной установки, обеспечивающей вакуум в теплоизоляц. пространстве ёмкостей и транспортирующих трубопроводов. З. с. позволяет осуществлять процесс заправки на двух режимах — большом и малом расходе, что обеспечивается, как правило, постановкой в напорной магистрали неск. параллельно соединённых гидроклапанов. Это необходимо для точности заправки, а также для улучшения условий работы насосной установки в начале заправки (без срыва подачи).

ЗАПРА́ВЩИК — передвижной агрегат для транспортировки компонентов топлива и *заправки* ими РН или КА на космодроме. Состоит из ходовой части (автомоб. или ж.-д.), цистерны и насосной установки. На З. смонтированы трубопроводы с гидро- и пневмоарматурой, привод насоса и контрольно-измерит. аппаратура с регистрирующими приборами, расположенными на пульте управления. Если кол-во топлива, заправляемого в РН или КА, превосходит грузоподъёмность самоходного или прицепного шасси, З. состоит из неск. агрегатов: цистерн-хранилищ для транспортировки и хранения компонентов топлива и отд. самоходного насосно-дозирующего агрегата для контроля процесса заправки.

ЗА́ПУСК РАКЕ́ТНОГО ДВИ́ГАТЕЛЯ — приведение РД в действие. Обычно включает мероприятия, обеспечивающие должную подачу топлива в камеру (для ЖРД), его *зажигание* и заданный характер набора тяги. С целью экономного расходования топлива (и по др. соображениям) запуск ЖРД и РДТТ стремятся осуществить в кратчайшее время, исключив, однако, возникновение экстремальных значений параметров (давления, темп-ры и т. д.), их сочетаний и градиентов, могущих вывести из строя РД, ЛА или полезный груз. В ряде случаев характер набора тяги РД при запуске должен обеспечивать надлежащее относит. перемещение частей РН при разделении ступеней. Осн. параметром, по к-рому производится оценка З. р. д., является давление в камере сгорания РД, временной график к-рого определяют при помощи безынерционных датчиков. С запуском связано большинство отказов совр. РД.

Для запуска РДТТ достаточно подать электрич. импульс на воспламенитель. Крупный РДТТ может запуститься в течение неск. десятых долей с; запуск мн. РДТТ осуществляется всего за неск. мс. Прямой противоположностью РДТТ являются ЖРД с насосной подачей криогенного несамовоспламеняющегося топлива, запуск к-рых представляет собой сложный процесс, связанный с предпусковыми операциями и вовлечением в работу мн. устройств и систем. После команды на запуск этот процесс происходит автоматически.

Запуск ЖРД осуществляется подачей компонентов топлива в камеру и ГГ в заданной последовательности и в нужных



Циркуляция топлива при захолаживании двигательной установки 3-й ступени РН «Сатурн-5»: *1* — бак жидкого водорода; *2* — бак жидкого кислорода; *3, 14* — центробежные насосы захолаживания; *4, 13* — электромоторы; *5, 8* — клапаны; *6, 10* — топливные насосы ЖРД; *7, 12* — магистрали питания ЖРД; *9* — камера; *11* — газогенератор

абсолютных и относит. кол-вах. При этом для запуска ЖРД, работающего на несамовоспламеняющихся компонентах топлива, применяются спец. средства зажигания. В случае использования криогенных топлив перед З. р. д. и в нач. его стадии производится продувка полостей камер и ГГ нейтральным газом (азот, гелий), чтобы исключить проникновение быстро образующихся паров одного топливного компонента в магистрали другого. Перед запуском ЖРД, работающих на криогенном топливе, производится также *захолаживание* двигательной установки. В ЖРД с насосной подачей топлива могут предусматриваться спец. устройства для начальной раскрутки ТНА. Первыми в качестве таких устройств нашли применение пусковые бачки (ёмкости, из к-рых компоненты топлива вытесняются в ГГ сжатым газом), затем — газовые и пороховые аккумуляторы давления (см. *Стартёр пороховой*). Однако с сер. 60-х гг. (начиная с ЖРД *РД-253* и *Ф-1*) получил распространение запуск ЖРД на «самотёке», при к-ром раскрутка ТНА производится под напором поступающего из баков топлива (без спец. устройств).

Для нормального запуска ЖРД необходимо обеспечить полную или вполне определённую сплошность поступающего в него жидкого топлива, т. е. исключить неконтролируемое смешение топлива с газом наддува (или воздухом, находящимся в магистралях ЖРД) и образование случайных кавитационных зон, иначе произойдёт нарушение работы топливных насосов, камеры и ГГ с вероятным выходом их из строя (см. *Кавитация*). Вертик. старт РН исключает попадание газовых пузырей из системы наддува в топливо (в дальнейшем этому способствуют перегрузки, создаваемые работающим РД). То же наблюдается и при запуске ЖРД в полёте, если З. р. д. производится в процессе останова ЖРД предыдущей ступени РН, когда тот ещё развивает тягу. В др. случаях сплошность начальной порции топлива, поступающего в ЖРД при запуске, обеспечивается обычно предварит. созданием перегрузки при помощи вспомогат. РД (для

крупных ДУ этот способ предпочтителен) либо установкой в топливных баках разделителей газа и жидкости (эластичных мешков, упругих мембран, сильфонов), а также капиллярных устройств. Контролируемая подача топлива при З. р. д. обеспечивается наддувом баков и соответствующим температурным режимом топлива и конструкции ДУ.

ЖРД, обеспечивающие старт РН, и их отд. камеры должны запускаться синхронно с тем, чтобы гарантировать начальное вертикальное движение РН и предотвратить т. о. соударение РН с башнями обслуживания и др. нежелат. явления. С целью контроля запуска и обеспечения точного астрономического времени старта РН могут после достижения полной тяги ДУ удерживаться на старте при помощи захватов. Часто с этой же целью и для снижения динамич. нагрузок на РД, РН, полезный груз и стартовые сооружения ЖРД запускаются через кратковременный пониженный режим (наз. предварит., или промежуточной ступенью), на к-ром тяга ДУ не достигает стартового веса РН. Предварит. ступень может диктоваться и условиями надёжного запуска мощных ЖРД. В ЖРД предусматриваются блокировки операций З. р. д.: при недопустимых отклонениях в процессе запуска производится аварийное выключение ДУ или отд. ЖРД.

В отличие от РДТТ, повторный запуск к-рого представляется сложной задачей, ЖРД является по своему принципу устройством многократного срабатывания. Использование в ЖРД вытеснит. подачи самовоспламеняющегося или однокомпонентного топлив упрощает З. р. д., обеспечивая его надёжность и быстроту. Это обстоятельство является одним из факторов, определяющих широкое применение ЖРД указанного типа на КА. При создании *импульсных ракетных двигателей* приходится решать специфические проблемы.

Запуск жидкостного ракетного двигателя в условиях невесомости осложняется тем, что компоненты жидкого топлива в баках РН (на верхних ступенях) и КА могут занимать произвольное положение относительно заборника, что затрудняет подачу топлива в камеру сгорания. Практически влияние невесомости сказывается тогда, когда капиллярные силы превалируют над силами, вызванными наличием ускорения, природа к-рого отлична от гравитационного. Для баков РН и КА размером до 1 м условие невесомости выполняется, как правило, при действии на РН и КА ускорения, к-рое в 100 раз меньше ускорения свободного падения (9,81 м/с^2). При этом граница раздела жидкой и газообразной фаз стремится принять форму, близкую к сферической, а жидкость смачивает всю внутр. поверхность бака. Положение ещё более осложняется тем, что в результате воздействия ускорений, вызванных периодич. работой реактивных органов управления, а также вращением РН и КА вокруг центра масс, может происходить интенсивное дробление жидкости и появление в ней пузырьков, к-рые хаотически распределяются по всему объёму жидкости и в условиях невесомости не сливаются друг с другом. При этом сама жидкость, особенно при малом заполнении баков топливом, может оказаться в любой зоне бака, в т. ч. вдали от заборника топлива. Стабилизация у заборника жидкого топлива и удаление из него пузырьков газа достигаются с помощью разл. средств обеспечения запуска. В частности, в качестве этих средств для топливных баков небольших размеров, содержащих высококипящие компоненты топлива, рассчитанного на вытеснит. подачу, используются эластичные разделители жидкой и газообразной фаз: металлич. и пластмассовые мембраны, сильфоны и т. д. Для РН и КА, имеющих большие запасы топлива, применение эластичных разделителей становится нецелесообразным в силу сложности их реализации (особенно для криогенных топлив); поэтому для нормального запуска ЖРД РН или КА сообщают небольшое нач. ускорение с помощью двигателей с малым суммарным импульсом тяги. Двигатели могут быть твёрдотопливными, жидкостными — с системой питания с эластичными разделителями, а также работать на сжатом газе. На существующих РН и КА нач. ускорение обычно составляет 0,1—0,0001 земного (g). Время действия этих двигателей — от неск. с до неск. мин. Осн. недостатки средств обеспечения запуска, использующих ускорение,— необходимость установки на РН и КА спец. РД с автономной системой питания и большое время подготовки осн. ЖРД к запуску. Этих недостатков, хотя и при бо́льших затратах массы, лишены капиллярные заборные устройства (КЗУ). Принцип действия КЗУ основан на ограничении подвижности жидкости в баке спец. перегородками из сплошного материала или мелкоячеистых сеток и в отделении жидкости от пузырьков газа на поверхности мелкоячеистых сеток, прикрывающих заборник топлива. КЗУ могут применяться и для криогенных компонентов, если принять меры против образования паровой среды под фильтрующей мелкоячеистой сеткой, прикрывающей заборник. Размер ячейки сеток выбирается из условия, чтобы капиллярный перепад давления был больше гидростатич. столба при макс. ускорении, действующем на РН и КА вследствие работы ЖРД, и гидравлич. сопротивления при заборе топлива вместе взятых. Т. о., в зависимости от размеров и назначения РН и КА, вида топлива и программы полёта используются разл. средства обеспечения запуска ЖРД в условиях невесомости.

О запуске ЯРД см. статью *Ядерный ракетный двигатель*. См. также *Циклограмма работы* ракетного двигателя.

В. И. Прищепа, В. М. Протопопов.

ЗАРЯ́Д твёрдого ракетного топлива — блок твёрдого топлива определённой формы и размеров, находящийся в камере сгорания *ракетного двигателя твёрдого топлива*. Топливные З. бывают жёсткоскреплённые и вкладные. Обычно жёсткоскреплённые З. получают непосредственной заливкой в корпус двигателя с последующим отверждением. Скрепление со стенками осуществляется через крепящий промежуточный слой. Жёсткоскреплённые З. защищают стенки камеры в зоне скрепления от воздействия горячих продуктов сгорания. Вкладные З. изготавливают вне корпуса двигателя методом прессования (шашки) или литьём с последующим вкладыванием и закреплением их в корпусе. Обычно вкладные З. торцом опираются на решётку (колосник) у сопловой части камеры сгорания. На поверхности З., не предназнач. для горения, наносят бронирующее покрытие. Размеры и форма З. обеспечивают при горении заданное значение секундного расхода топлива. Форма З. выбирается в зависимости от требуемого характера изменения тяги двигателя. Постоянство тяги обеспечивается применением З. цилиндрич., щелевой, звёздообразной, телескопич. формы, а также зарядов торцевого горения. Для получения прогрессивного или дегрессивного характеров изменения тяги применяют З. цилиндрич. формы с забронированными наружной и внутр. поверхностями соответственно. Совершенство З. в значит. степени характеризуется *коэффициентом объёмного заполнения* камеры двигателя и для жёсткоскреплённых З. в осн. определяется уровнем физико-механич. характеристик топлив. З. при горении испытывают значит. механич. напряжения, особенно если они скреплены со стенками камеры сгорания. Наружная боковая поверхность вкладных З. подвергается действию полного давления продуктов сгорания, в результате чего топливо находится в условиях всестороннего сжатия. Термич. напряжения в З. возникают также при хранении, аэродинамич. нагреве камеры сгорания в полёте (в случае жёсткоскреплённых З.). Как правило, из хрупких и жёстких топлив изготавливают вкладные З., а скреплённые со стенками камеры сгорания З. вырабатывают из эластичных топлив.

ЗАСЯ́ДКО Александр Дмитриевич (1779—1837) — русский специалист в области артиллерии и ракетной техники, генерал-лейтенант (1829). В 1797 окончил Артиллерийский и Инженерный шляхетский кадетский корпус. В 1815 начал работать над созданием боевых пороховых ракет. Сконструировал боевые ракеты трёх калибров, разработал технологию их изготовления, создал пусковые станки, позволяющие вести залповый огонь (6 ракет), и приспособления для наведения. Провёл большое число опытных пусков ракет и достиг дальности их полёта в 2300 м. Разработал рекомендации по выбору оптим. параметров ракет, определению дальности их полёта и рассеивания в зависимости от углов запуска, рассмотрел возможность и эффективность запуска связки ракет, методы транспортировки и боевого использования ракет. Организовал произ-во ракет в спец. «ракетном заведении», сформировал первое в рус. армии ракетное подразделение. Результаты работ З. изложил в труде «О деле ракет зажигательных и рекошетных» (1817), являющемся первым достаточно полным наставлением по изготовлению и боевому использованию ракет в рус. армии. Именем З. назв. кратер на Луне. Портрет на стр. 117.

ЗАХОЛА́ЖИВАНИЕ двигательной установки — охлаждение расходных магистралей криогенных компонентов жидкого топлива с обновлением содержащейся в магистралях жидкости, производимое перед запуском ЖРД и в нач. момент запуска. Без З. топливо, находящееся в трубопроводах питания ЖРД, перегревается вплоть до образования пара. Во время запуска ЖРД происходит дополнит. нагрев топлива при контакте его с «тёплой» конструкцией. В условиях падения статич. давления в движущейся жидкости (наблюдаемого в начале запуска) её нагрев приводит к усилению парообразования, что может вызвать кавитацию жидкости в насосах и др. опасные явления.

Способ З. во многом определяется назначением ДУ и применяемым топливом. В стартовых ДУ для З. кислородных

магистралей создаётся, напр., циркуляция окислителя в системе бак — питающий трубопровод — насос — бак; с этой целью в трубопровод может вводиться охлаждённый газообразный гелий. З. кислородно-водородных ДУ, устанавливаемых на последних ступенях РН, производится в неск. этапов: в процессе предстартовой подготовки через насос горючего и камеру может пропускаться охлаждённый или сжиженный гелий; во время работы первых ступеней РН через насосы пропускаются соответствующие компоненты топлива с последующим дренированием их за борт или возвратом в баки (подача топлива производится установл. в баках бустерными насосами с приводом от газовых турбин, спец. захолаживающими насосами с электроприводом и др. средствами); при запуске ЖРД горючее захолаживает камеру, поступая в неё с большим опережением (неск. с) относительно окислителя.

ЗВЁЗДНАЯ АСТРОНО́МИЯ — раздел астрономии, в к-ром изучаются основные физические характеристики совокупностей звёзд (спектры, массы и т. д.), строение и движение звёздных систем, а также входящие в них объекты. Одна из осн. задач З. а.— исследование структуры Галактики. В З. а. применяются статистич. приёмы исследования; при этом широко используются результаты и методы астрофизики, астрометрии и др. разделов астрономии. З. а. устанавливает связи между спектром (цветом) и светимостью (диаграмма Герцшпрунга — Ресселла), массой и светимостью и т. д., имеющие большое значение для теории звёздной эволюции. Разработка методов определения расстояний позволяет изучать распределение звёзд, звёздных скоплений в пространстве, выяснять структуру Галактики и входящих в её состав подсистем объектов разной физ. природы. Важную роль играют изучение и учёт межзвёздного поглощения света. Выяснению строения нашей Галактики способствует изучение др. галактик. Разделы З. а.— звёздная кинематика и звёздная динамика. В звёздной кинематике на основе данных наблюдений исследуются вращение Галактики, закономерности распределения скоростей звёзд, движение Солнца относительно звёзд и т. д. Звёздная динамика носит более теоретич. характер и занимается изучением общих свойств движений в звёздных системах и динамич. эволюцией систем. По методам она сближается с небесной механикой и статистич. физикой. Выводы З. а. важны для понимания эволюции звёзд и их систем.

ЗВЁЗДНАЯ ВЕЛИЧИНА́ видимая — мера, характеризующая освещённость, создаваемую небесным светилом на Земле, блеск светила. Различие в одну З. в. соответствует изменению освещённости в 2,512 раза. Яркие звёзды относятся к 0-й или 1-й З. в., самые яркие объекты (звезда Сириус, Солнце, Луна и т. д.) имеют отрицат. З. в. Самые слабые звёзды, видимые невооружённым глазом, имеют З. в., равную шести. Различают визуальные, фотографич., фотовизуальные, фотоэлектрич. и болометрич. З. в., определяемые соответственно с помощью глаза, несенсибилизиров. фотопластинки, фотопластинки с жёлтым фильтром, фотоумножителя (и фотосопротивления) и болометра — их различие привело к созданию разных фотометрич. систем. Главнейшие из них — междунар. фотографич. и фотовизуальные системы, определяемые результатами измерений группы звёзд близ сев. полюса мира, и соврем. фотоэлектрич. (и фотографич.) система *UBV*, дающая З. в. в УФ *U* (350 нм), синей *B* (435 нм) и жёлтой *V* (555 нм) частях спектра соответственно. З. в. *B* и *V* близки к фотографич. и фотовизуальным. Разность З. в., получ. в двух участках спектра, характеризует цвет звезды и наз. показателем цвета. Принято, что у звёзд-карликов спектрального класса АО все виды З. в. численно совпадают (все показатели цвета равны нулю). Погрешность определения фотоэлектрич. З. в. и показателей цвета составляет ±0,01. Наблюдаемые З. в. исправляют на величину ослабления света в земной атмосфере и получают внеатмосферные З. в. Абсолютной наз. З. в., к-рую имело бы светило в данной фотометрич. системе, если бы оно находилось на расстоянии 10 пк.

ЗВЁЗДНОЕ НЕ́БО ЗЕМЛИ́ — совокупность светил, видимых ночью с Земли на небесном своде. Невооружённым глазом в безлунную ясную ночь можно различить ок. 2,5 тыс. звёзд (до 6-й звёздной величины) над горизонтом места наблюдения. Применение телескопа позволяет наблюдать значительно большее число звёзд. Кол-во звёзд n (на всём небе) ярче данной звёздной величины I приведено в табл. 1.

Табл. 1 — Количество звёзд с визуальной звёздной величиной свыше I

Визуальная звёздная величина I	n	Визуальная звёздная величина I	n
1	13	12	$2,3\cdot10^6$
2	40	13	$5,7\cdot10^6$
3	100	14	$1,4\cdot10^7$
4	500	15	$3,2\cdot10^7$
5	$1,6\cdot10^3$	16	$7,1\cdot10^7$
6	$4,8\cdot10^3$	17	$1,5\cdot10^8$
7	$1,5\cdot10^4$	18	$3\cdot10^8$
8	$4,2\cdot10^4$	19	$5,5\cdot10^8$
9	$1,25\cdot10^5$	20	10^9
10	$3,5\cdot10^5$	21	$2\cdot10^9$
11	$9\cdot10^5$	—	—

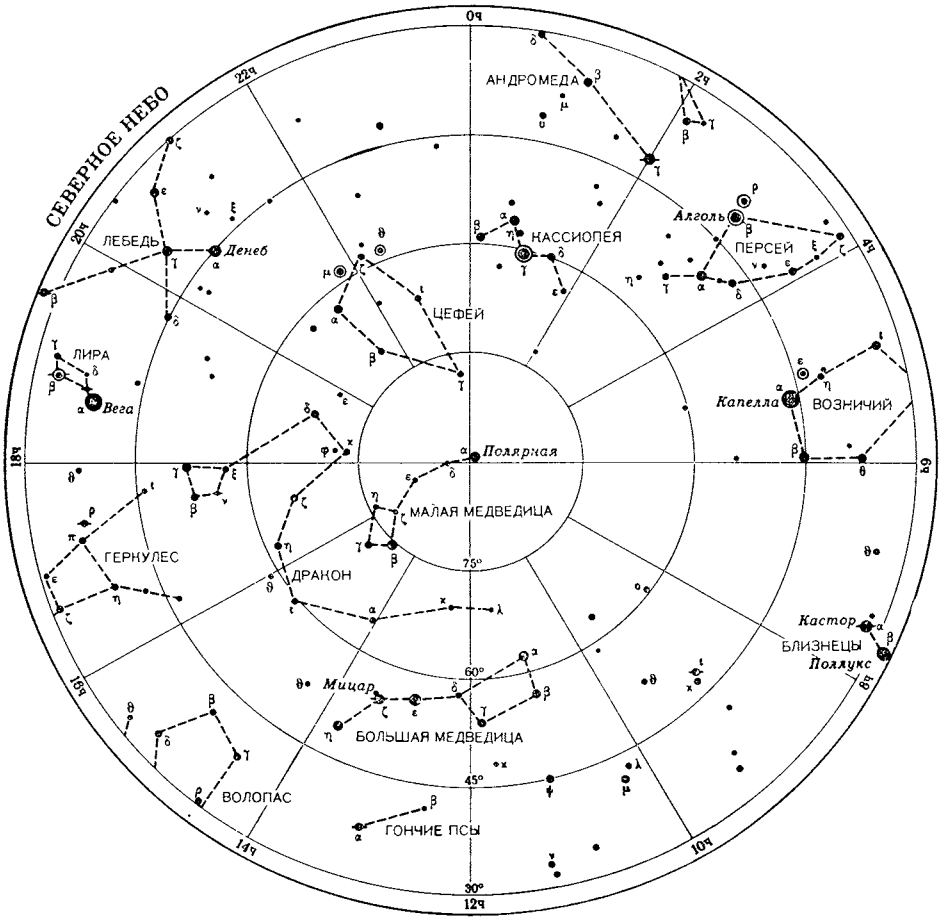
Для удобства ориентировки З. н. З. разделено на 88 участков, наз. созвездиями (табл. 2). К созвездию относятся, т. о., не только более или менее яркие звёзды, образующие характерную фигуру, по к-рой обычно распознаётся созвездие, но также и слабые звёзды, в т. ч. невидимые невооружённым глазом. Названия созвездий заимствованы частично

Табл. 2 — Список созвездий

Русское название	Латинское название	Сокращённое название	Положение на звёздном небе	Русское название	Латинское название	Сокращённое название	Положение на звёздном небе
Андромеда	Andromeda	And	С	Микроскоп	Microscopium	Mic	Ю
Близнецы	Gemini	Gem	С	Муха	Musca	Mus	Ю
Большая Медведица	Ursa Major	UMa	С	Насос	Antlia	Ant	Ю
				Наугольник	Norma	Nor	Ю
Большой Пёс	Canis Major	CMa	Ю	Овен	Aries	Ari	С
Весы	Libra	Lib	Ю	Октант	Octans	Oct	Ю
Водолей	Aquarius	Aqr	Э	Орёл	Aquila	Aql	Э
Возничий	Auriga	Aur	С	Орион	Orion	Ori	Э
Волк	Lupus	Lup	Ю	Павлин	Pavo	Pav	Ю
Волопас	Boötes	Boö	С	Паруса	Vela	Vel	Ю
Волосы Вероники	Coma Berenices	Com	С	Пегас	Pegasus	Peg	С
				Персей	Perseus	Per	С
Ворон	Corvus	Crv	Ю	Печь	Fornax	For	Ю
Геркулес	Hercules	Her	С	Райская Птица	Apus	Aps	Ю
Гидра	Hydra	Hya	Ю				
Голубь	Columba	Col	Ю	Рак	Cancer	Cnc	С
Гончие Псы	Canes Venatici	CVn	С	Резец	Caelum	Cae	Ю
				Рыбы	Pisces	Psc	Э
Дева	Virgo	Vir	Э	Рысь	Lynx	Lyn	С
Дельфин	Delphinus	Del	С	Северная Корона	Corona Borealis	CrB	С
Дракон	Draco	Dra	С				
Единорог	Monoceros	Mon	Э	Секстант	Sextans	Sex	Э
Жертвенник	Ara	Ara	Ю	Сетка	Reticulum	Ret	Ю
Живописец	Pictor	Pic	Ю	Скорпион	Scorpius	Sco	Ю
Жираф	Camelopardalis	Cam	С	Скульптор	Sculptor	Scl	Ю
				Столовая Гора	Mensa	Men	С
Журавль	Grus	Gru	Ю	Стрела	Sagitta	Sge	С
Заяц	Lepus	Lep	Ю	Стрелец	Sagittarius	Sgr	Ю
Змееносец	Ophiuchus	Oph	Э	Телескоп	Telescopium	Tel	Ю
Змея	Serpens	Ser	Э	Телец	Taurus	Tau	С
Золотая Рыба	Dorado	Dor	Ю	Треугольник	Triangulum	Tri	С
Индеец	Indus	Ind	Ю	Тукан	Tucana	Tuc	Ю
Кассиопея	Cassiopeia	Cas	С	Феникс	Phoenix	Phe	Ю
Киль	Carina	Car	Ю	Хамелеон	Chamaeleon	Cha	Ю
Кит	Cetus	Cet	Э	Центавр	Centaurus	Cen	Ю
Козерог	Capricornus	Cap	Ю	Цефей	Cepheus	Cep	С
Компас	Pyxis	Pyx	Ю	Циркуль	Circinus	Cir	Ю
Корма	Puppis	Pup	Ю	Часы	Horologium	Hor	Ю
Крест (Южный Крест)	Crux	Cru	Ю	Чаша	Crater	Crt	Ю
				Щит	Scutum	Sct	Э
Лебедь	Cygnus	Cyg	С	Эридан	Eridanus	Eri	Ю
Лев	Leo	Leo	С	Южная Гидра	Hydrus	Hyi	Ю
Летучая Рыба	Volans	Vol	Ю	Южная Корона	Corona Australis	CrA	Ю
Лира	Lyra	Lyr	С				
Лисичка	Vulpecula	Vul	С	Южная Рыба	Piscis Austrinus	PsA	Ю
Малая Медведица	Ursa Minor	UMi	С				
				Южный Треугольник	Triangulum Australe	TrA	Ю
Малый Конь	Equuleus	Equ	С				
Малый Лев	Leo Minor	LMi	С	Ящерица	Lacerta	Lac	С
Малый Пёс	Canis Minor	CMi	С				

Обозначения: С — северное полушарие, Ю — южное полушарие, Э — экваториальный пояс.

ЗВЕЗДНОЕ



ЗВЕЗДНЫЕ

00

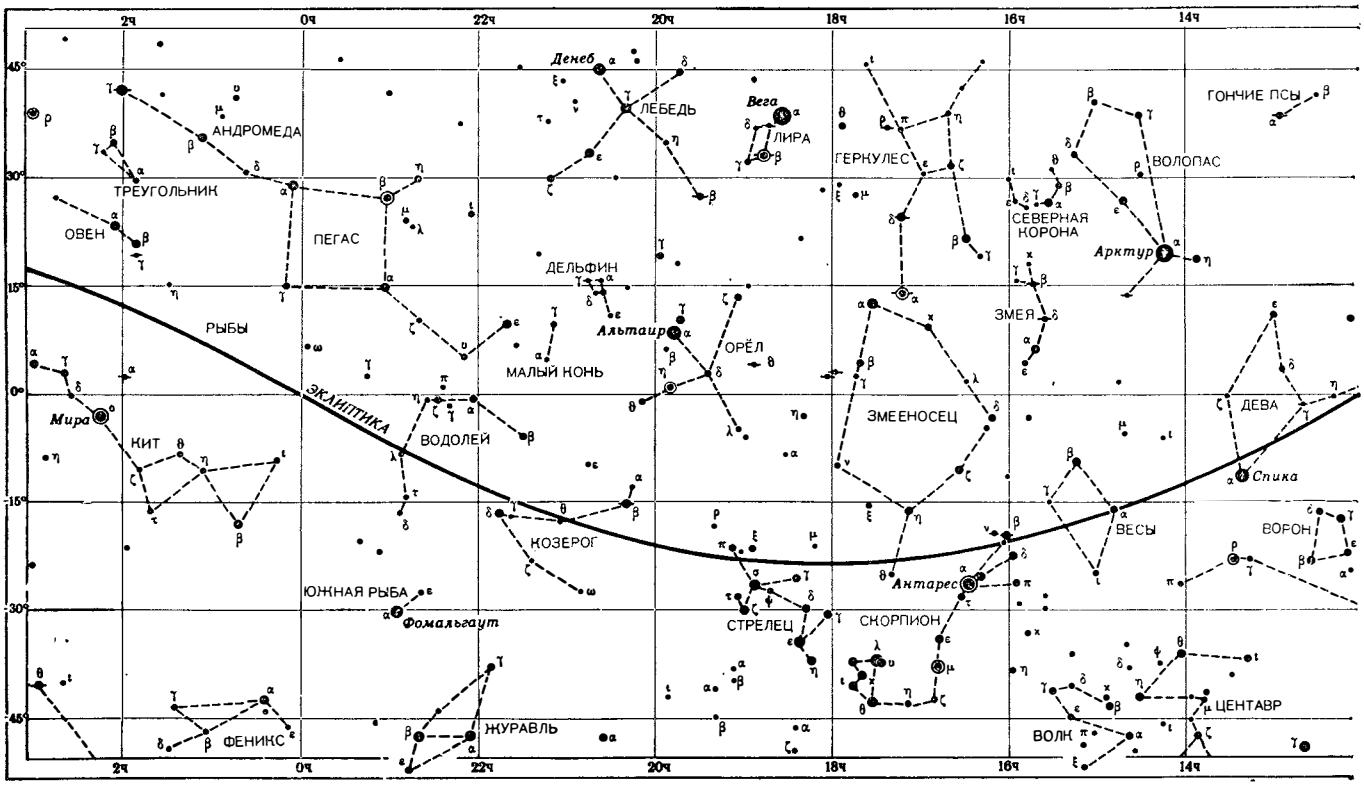
05

10

15

ДВОЙНАЯ ЗВЕЗДА

ЭКВАТОРИАЛЬНЫЙ



НЕБО

ВЕЛИЧИНЫ

- 2.0
- 2.5
- 3.0
- 3.5
- 4.0

ПЕРЕМЕННАЯ ЗВЕЗДА

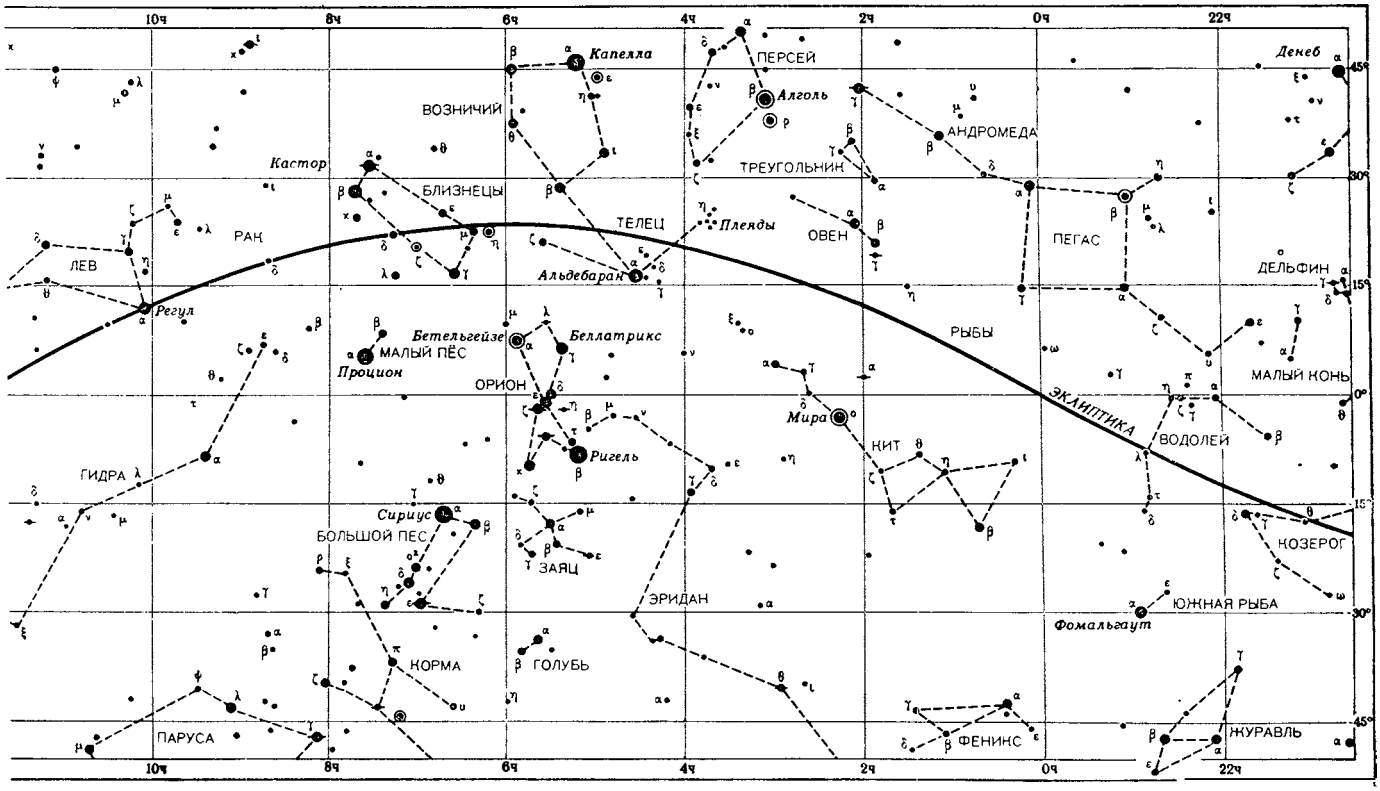
ЮЖНОЕ НЕБО

0ч, 2ч, 4ч, 6ч, 8ч, 10ч, 12ч, 14ч, 16ч, 18ч, 20ч, 22ч

Фомальгаут, ЮЖНАЯ РЫБА, ФЕНИКС, ЖУРАВЛЬ, ЭРИДАН, Ахернар, ТУКАН, ЮЖНАЯ ГИДРА, ПАВЛИН, ГОЛУБЬ, СТРЕЛЕЦ, Канопус, ЖЕРТВЕННИК, ЮЖНЫЙ ТРЕУГОЛЬНИК, СКОРПИОН, КОРМА, НИЛЬ, МУХА, ВОЛК, ПАРУСА, КРЕСТ, ЦЕНТАВР

-75°, -60°, -45°, -30°

ПОЯС НЕБА



из греч. и рим. мифологии (Андромеда, Персей и др.), связаны с земледелием, скотоводством, охотой (Волопас, Заяц и др.), с путешествиями, техникой (Секстант, Микроскоп и др.). Границы между созвездиями установлены в 1930 Междунар. астрономич. союзом и проходят по небесным меридианам и параллелям. Яркие звёзды в созвездиях обозначают буквами греч. алфавита и цифрами;

Табл. 3 — Яркие звёзды

Название звезды	Звёздная величина	Обозначение в созвездии
Агена	0,59	β Центавра
Акрукс	0,79	α Креста
Аламак	2,10	γ Андромеды
Алараф	3,60	β Девы
Алголь	2,12	β Персея
Алиот	1,77	ε Большой Медведицы
Альбирео	3,08	β Лебедя
Альгена	1,92	γ Близнецов
Альгениб	2,84	γ Пегаса
Альгиеба	1,98	γ Льва
Альдебаран	0,86	α Тельца
Альдерамин	2,45	α Цефея
Алькор	4,02	80 Большой Медведицы
Альрами	3,96	α Стрельца
Альтаир	0,76	α Орла
Альфард	1,97	α Гидры
Альциона	2,87	η Тельца
Антарес	0,91	α Скорпиона
Арктур	—0,05	α Волопаса
Ахернар	0,47	α Эридана
Беллетрикс	1,64	α Ориона
Бенетнаш	1,86	η Большой Медведицы
Бетельгейзе	0,42	γ Ориона
Вега	0,03	α Лиры
Гемма	2,24	α Северной Короны
Денеб	1,25	α Лебедя
Денеб Кайтос	2,02	β Кита
Денебола	2,14	β Льва
Дубхе	1,79	α Большой Медведицы
Канопус	—0,75	α Киля
Капелла	0,08	α Возничего
Кастор	1,14	α Близнецов
Каф	2,27	β Кассиопеи
Кохаб	2,08	β Малой Медведицы
Маркаб	2,48	α Пегаса
Мегрец	3,31	δ Большой Медведицы
Менкар	2,53	α Кита
Мерак	2,37	δ Большой Медведицы
Меропа	4,18	23 Тельца
Мира	2,0	o Кита
Мирах	2,05	β Андромеды
Мирзам	1,97	β Большого Пса
Мирфак	1,80	α Персея
Мицар	2,06	ζ_1 Большой Медведицы
Нат	1,65	β Тельца
Плейона	5,09	28 Тельца
Поллукс	1,14	β Близнецов
Полярная	2,02	α Малой Медведицы
Процион	0,37	α Малого Пса
Рас Альгети	3,06	α Геркулеса
Рас Альхаге	2,07	α Змееносца
Регул	1,35	α Льва
Ригель	0,13	β Ориона
Садальмелек	2,93	α Водолея
Сириус	—1,46	α Большого Пса
Сиррах	2,06	α Андромеды
Спика	0,97	α Девы
Толиман	0,06	α Центавра
Тубан	3,65	α Дракона
Факт	2,64	α Голубя
Фекда	2,44	γ Большой Медведицы
Фомальгаут	1,16	α Южной Рыбы
Хамал	3,14	α Овна
Целено	5,46	16 Тельца
Шеат	2,42	β Пегаса
Шедир	2,23	α Кассиопеи
Электра	3,71	17 Тельца

нек-рые типы звёзд имеют спец. обозначения (напр., переменные звёзды обозначают прописными латинскими буквами). 375 ярких звёзд имеют собств. названия (нек-рые из них приведены в табл. 3); более слабые звёзды обозначаются номерами *звёздных каталогов*, в к-рые они занесены, либо их координатами.

К объектам созвездий относят также и видимые на З. н. З. звёздные скопления, звёздные ассоциации, галактич. туманности, галактики, квазары, скопления галактик и др. Тела, входящие в состав Солнечной системы (планеты со спутниками, малые планеты, кометы, искусств. космич. объекты — ИС и межпланетные КА), с разл. скоростью движутся относительно звёзд и перемещаются из одного созвездия в др. Невооружённым глазом на З. н. З. видны: рассеянные звёздные скопления Плеяды и Гиады в созвездии Тельца; Ясли в созвездии Рака; шаровые звёздные скопления в созвездиях Тукана и Центавра; галактич. туманность в созвездии Ориона; галактика в созвездии Андромеды, Большое и Малое Магелланово облака; планеты Венера, Юпитер, Марс, Сатурн, Меркурий, Уран; Луна; малая планета Веста; кометы; нек-рые ИСЗ.

Фон неба не бывает вполне чёрным. Небо слабо светится вследствие атомных процессов в верх. слоях атмосферы. На дневном небе, помимо Солнца и Луны, лишь Венера может уверенно наблюдаться невооружённым глазом. Вид З. н. З. непрерывно меняется из-за видимого суточного вращения неба, обусловл. вращением Земли, а также медленно изменяется от ночи к ночи вследствие видимого годичного перемещения Солнца среди звёзд, что является следствием обращения Земли вокруг Солнца. Взаимное положение звёзд и созвездий на небе др. тел Солнечной системы (Луне, планетах, спутниках планет) практически не отличается от того, что мы видим на З. н. З. Однако видимое суточное вращение небесной сферы на этих телах отличается от земного вследствие разл. направлений осей и разных периодов их вращения.

Н. П. Ерпылёв.

ЗВЁЗДНЫЕ КАТАЛО́ГИ — списки звёзд, содержащие их характеристики (координаты, звёздная величина, спектральный класс, собственное движение, годичный параллакс и пр.). В зависимости от точности измеренных величин З. к. подразделяются на обзорные, включающие приближённые данные, и точные (термин «точные» обычно опускается). По способу измерений звёздных величин З. к. делятся на визуальные и фотографические (термин «визуальные» обычно опускается); по способу определения нуль-пункта принятой системы координат — на абсолютные и дифференциальные. Абс. З. к. содержат небольшое число звёзд (неск. тысяч), характеристики к-рых измерены независимо от др. З. к. В дифференциальных З. к. характеристики большого числа звёзд определены сравнением с характеристиками звёзд нек-рого абс. каталога, к-рый в этом случае наз. опорным. Каталоги, полученные на отд. обсерваториях, могут быть объединены в сводный, или фундаментальный. Звёзды в З. к. обычно располагаются по возрастанию прямых восхождений.

Наиболее известные обзорные З. к.— «Боннское обозрение северного неба» (324 198 звёзд до 10,5-й звёздной величины), составленное Ф. Аргеландером в 1852—63, его продолжение на юж. небо (133 659 звёзд до 10,5-й звёздной величины), составленное Э. Шёнфельдом (1886), «Кордовское обозрение» для юж. неба (613 955 звёзд до 12-й звёздной величины) и «Капское фотографическое обозрение» (454 875 звёзд до 12-й звёздной величины), составленное Я. Каптейном в 1896—1900. По составлению каталогов точных положений звёзд ведётся большая работа в обсерваториях всего мира.

ЗВЁЗДНЫЕ СКОПЛЕ́НИЯ — группы звёзд, концентрация к-рых достаточно велика, чтобы силы их взаимного притяжения могли длительное время противостоять рассеивающему действию гравитац. поля всей Галактики, а также аналогичному действию сближений с отд. звёздами. З. с. может просуществовать как целое в течение мн. периодов (порядка $2 \cdot 10^8$ лет) вращения Галактики. З. с. делятся на рассеянные и шаровые. Рассеянные скопления, отличаясь от шаровых значительно меньшей концентрацией и размерами, насчитывают от неск. десятков до неск. сотен звёзд, тогда как шаровые скопления насчитывают от неск. десятков тыс. до неск. млн. звёзд и настолько плотны, что центральные части их даже в сильные телескопы не разделяются на отд. звёзды и кажутся «сплошными». Рассеянные скопления расположены близко к галактич. плоскости и относятся к т. н. плоской подсистеме Галактики. Шаровые скопления расположены далеко от галактич. плоскости и в ср. равно удалены от центра Галактики, они находятся во внеш. её частях. Эти скопления относятся к сферич. подсистеме Галактики. З. с. обоих видов обнаружены и в др. галактиках.

ЗВЁЗДНЫЙ ГОРОДО́К имени Л. И. Брежнева — осн. в янв. 1960; расположен в 40 км от Москвы (Щёлковский р-н Моск. обл.). В З. г. находится *Центр подготовки космонавтов* имени Ю. А. Гагарина.

ЗВЁЗДЫ — самосветящиеся небесные тела, состоящие из раскалённых газов (плазмы). Типичная З.— *Солнце*. Существуют З., светимость к-рых (полное кол-во энергии, излучаемой поверхностью З. за 1 с) в десятки тысяч раз больше, чем у Солнца (З.-гиганты), или, наоборот, значительно меньше, чем у Солнца (З.-карлики). Среди наблюдаемых велико число З. большой светимости, т. к. они доступны наблюдениям на больших расстояниях. В действительности З.-карлики встречаются в сотни тысяч раз чаще, чем З.-гиганты.

Осн. метод исследования З.— изучение их спектров. Принятая в астрофизике спектр. классификация З. основана на оценках относит. интенсивности и вида нек-рых линий поглощения (определение степени ср. ионизации вещества во внеш. слоях З.). Наряду с различиями в линиях спектральная классификация учитывает положение максимума интенсивности непрерывного спектра — цвет З. меняется от голубого до красного. Спектральные особенности З. в осн. определяются темп-рой их поверхности (от ~ 50 000 К для самых горячих голубых до ~ 2800 К для «холодных» красных З.), а не реальным различием в хим. составе. При одной и той же темп-ре спектры З.-гигантов, обладающих протяжёнными и разрежёнными оболочками, отличаются от спектров З.-карликов с тонкими и плотными атмосферами. Звёздные спектры позволяют, помимо темп-ры, хим. состава и плотности, определять также ряд других физ. параметров звёздных атмосфер: наличие элек-

трич. и магнитного полей, истечение вещества с поверхности, а также осевое вращение З. и их движение в пространстве. У З.-гигантов линии всех элементов, кроме водорода, широки и размыты, в то время как у З.-карликов они резки и узки. Для линий водорода зависимость обратная. Уширение спектральных линий происходит из-за столкновений частиц друг с другом (эффект давления) под действием магнитного поля и нек-рых др. физ. факторов.

Большая часть З. входит в состав двойных, тройных и более сложных кратных систем, компоненты к-рых обращаются вокруг общего центра масс. Двойные З. служат единств. источником определения масс З. К 1981 определены массы ок. 250 З. Для нек-рых типов двойных (затменных) З. по элементам орбиты компонентов и из анализа кривых изменения блеска можно определить также и размеры З. Для тесных пар З. можно по взаимному приливному воздействию обоих компонентов судить также о распределении плотности в их недрах.

З., блеск к-рых периодически изменяется, наз. переменными. Причины переменности — периодич. затмения одной З. другой (затменные переменные или затменные двойные З.) или (значительно чаще) действит. изменение размеров и темп-р З., имеющее характер пульсаций (физ. переменные). Период изменения блеска для разл. типов перем. З. составляет от долей секунды до неск. лет. Для определённых типов переменных З. существует зависимость период — светимость, что позволяет использовать их как индикаторы расстояний до далёких звёздных систем, в к-рых такие З. наблюдаются.

Существует большой класс нестационарных З., характеризующихся, как правило, яркими линиями в спектре. Образование этих линий связано с мощным выбрасыванием вещества из этих З.— взрывообразным у новых, сверхновых и новоподобных З., и в виде непрерывного истечения у З. класса Вольфа — Райе, *P* Лебедя, спектрального класса Be и др. В процессе истечения образуется протяжённая расширяющаяся оболочка, переизлучающая УФ радиацию З., вследствие чего в спектре З. возникают яркие линии в оптич. диапазоне спектра. Интерес представляют «холодные» З.-карлики с норм. спектром поглощения. Временами на этот спектр накладывается непрерывное излучение, к-рое значительно увеличивает блеск З. Т. к. вспышка происходит очень быстро, то объяснить её тепловым излучением невозможно. Есть основания считать такие З. очень молодыми, с ещё не установившимся режимом излучения.

Физ. характеристики известных З. весьма разнообразны: радиусы красных З.-гигантов больше солнечного в сотни и тысячи раз, а их средняя плотность 10^{-3} — 10^{-6} кг/м³ (ср. плотность Солнца 1409 кг/м³). У очень плотных З.— белых карликов — радиусы ок. 0,2 солнечного, а ср. плотность 10^7—10^9 кг/м³. Массы звёзд меняются не так значительно: от 60 масс Солнца для З.-гигантов до $^1/_{10}$ для З.-карликов. Характерной диаграммой состояния З., осн. на данных наблюдений всех известных З., является т. н. диаграмма спектр — светимость, характеризующая распределение З. по физически однородным группам, их строение и направление развития.

Теория звёздных атмосфер основывается на предположении о лучистом равновесии (каждый элемент объёма излучает всю поглощаемую им энергию). Исследование переноса излучения в атмосферах З. даёт возможность рассчитать распределение энергии в непрерывном спектре. Сравнение же теоретич. распределения с наблюдаемым позволяет определить параметры атмосферы (темп-ру, относит. содержание разл. атомов). Количеств. анализ хим. состава атмосфер Солнца и З. позволил выяснить распространённость хим. элементов во Вселенной.

Теория внутр. строения З. основана на представлении о равновесной газовой З., состояние к-рой определяется механич. равновесием (гидростатическим — между силой тяжести и силой давления газа) и тепловым равновесием (термодинамическим — между выделением и отводом энергии).

Осн. механизмами поглощения радиации в З. служат фотоэлектрич. поглощение и рассеяние свободными электронами. Для большинства З. применимо ур-ние состояния идеального газа вследствие почти полной ионизации атомов в недрах З. (темп-ры в центре изменяются для З. разной светимости от 10 до 30 млн. К). У нек-рых типов З. ур-ние состояния идеального газа для их центральной части неприменимо. К таким З. относятся, напр., белые карлики. Открытые в 60-х гг. 20 в. пульсары (З., имеющие периодич. всплески в радиодиапазоне, а нек-рые в оптич., рентгеновском и гамма-диапазонах) представляют собой вращающиеся сверхплотные тела очень малых размеров (ср. плотность $\sim 2\cdot10^{17}$ кг/м³, ср. радиус $\sim$ 20 км); считается, что они состоят в осн. из нейтронов — т. н. нейтронные З. Ряд источников рентгеновского излучения, обнаруж. методами *астрономии внеатмосферной*, по совр. воззрениям также являются нейтронными З. (их плотность сравнима с плотностью атомного ядра). Считается, что эти З.— конечная стадия эволюции обычных З.

Источники энергии З.— термоядерные реакции. Для З. сравнительно молодых это — реакция перехода водорода в гелий (протон-протонная цепная реакция и азотно-углеродная циклич. реакция). Эволюция З. в осн. определяется изменением их хим. состава в результате преобразования водорода в гелий. Эволюция различна в зависимости от того, происходит ли полное перемешивание вещества З. (хим. состав изменяется равномерно по всей З.) или перемешивания нет (хим. состав меняется только в центр. части З.; в этом случае необходимо рассматривать гетерогенные многофазные модели). Вторым фактором, определяющим эволюцию З., служит масса. Пути развития З., масса к-рых остаётся постоянной или изменяется с течением времени, различны. По истощении запасов водорода в З. возможны реакции синтеза более тяжёлых ядер из гелия (углерода, кислорода), если вследствие сжатия З. темп-ра и плотность в её недрах значительно повысятся. Наиболее полно рассчитана эволюция З. с пост. массой при отсутствии перемешивания. З. типа Солнца при такой эволюции постепенно (за время $\sim 10^{11}$ лет) превращается в красного гиганта, а затем в белого карлика. Более массивная З. после стадии красного гиганта может вспыхнуть как сверхновая, сбросить оболочку и закончить своё существование как пульсар или нейтронная З. Следует отметить, что расчёты эволюц. изменений в звёздных моделях, осн. на совр. достижениях физики и внеатмосферной астрономии, весьма трудоёмки и могут производиться лишь на больших ЭВМ.

В связи с отождествлением источников рентгеновского излучения с компонентами нек-рых двойных З. значительно развилась теория эволюции тесных двойных З. с обменом массой между компонентами. Наименее полно разработана теория образования З. Рассматриваются (1981) две гипотезы: конденсация из разрежённой газопылевой туманности и разлёт сверхплотного тела (см. *Космогония*).

А. Г. Масевич.

ЗЕМЛЯ́ — третья по порядку от Солнца большая планета *Солнечной системы*. Масса З. равна $5{,}976\cdot10^{24}$ кг, что составляет $^1/_{448}$ долю массы больших планет и $^1/_{330000}$ массы Солнца. Под действием притяжения Солнца З., как и др. тела Солнечной системы, обращается вокруг него по эллиптической (мало отличающейся от круговой) орбите. Солнце расположено в одном из фокусов эллиптич. орбиты З., вследствие чего расстояние между З. и Солнцем в течение года меняется от 147,117 млн. км (в *перигелии*) до 152,083 млн. км (в *афелии*). Большая полуось орбиты З., равная 149,6 млн. км, принимается за единицу при измерении расстояний в пределах Солнечной системы (см. *Астрономическая единица*). Скорость движения З. по орбите, равная в ср. 29,765 км/с, колеблется от 30,27 км/с (в перигелии) до 29,27 км/с (в афелии). Вместе с Солнцем З. участвует также в движении вокруг центра Галактики; период галактич. обращения составляет ок. 200 млн. лет, ср. скорость движения 250 км/с. Относительно ближайших звёзд Солнце вместе с З. движется со скоростью $\sim$ 19,5 км/с в направлении созвездия Геркулеса.

Период обращения З. вокруг Солнца, называемый *годом*, имеет различные значения в зависимости от того, по отношению к каким телам или точкам небесной сферы рассматривается движение З. и связанное с ним кажущееся движение Солнца по небу. Период обращения, соответствующий промежутку времени между двумя прохождениями Солнца через точку весеннего равноденствия, наз. тропическим годом. Тропич. год положен в основу календаря, он равен 365,242 ср. солнечных суток.

Плоскость земной орбиты (плоскость *эклиптики*) наклонена в совр. эпоху под углом 1,6° к т. н. *Лапласа неизменяемой плоскости*, перпендикулярной гл. вектору момента количества движения всей Солнечной системы. Под действием притяжения др. планет положение плоскости эклиптики, а также форма земной орбиты медленно изменяются на протяжении миллионов лет. Наклон эклиптики к плоскости Лапласа при этом меняется от 0 до 2,9°, а *эксцентриситет орбиты* (земной) от 0 до 0,067. В совр. эпоху эксцентриситет равен 0,0167, убывая на $4\cdot10^{-7}$ в год. Если смотреть на З., поднявшись над Сев. полюсом, то орбитальное движение З. происходит против часовой стрелки, т. е. в том же направлении, что и её осевое вращение, и обращение *Луны* вокруг З.

Естеств. спутник З.— Луна обращается вокруг З. по эллиптич. орбите на ср. расстоянии 384 400 км ($\sim$ 60,3 ср. радиуса З.). Масса Луны составляет 1 : 81,5 долю массы З. ($73{,}5\cdot10^{21}$ кг). Центр масс системы Земля — Луна отстоит от центра З. на $^3/_4$ её радиуса. Оба тела — Земля и Луна — обращаются вокруг центра масс

системы. Отношение массы Луны к массе З.— наибольшее среди всех планет и их спутников в Солнечной системе (если не рассматривать *Плутон* с его спутником), поэтому систему Земля — Луна часто рассматривают как двойную планету.

З. имеет сложную форму, определяемую совместным действием гравитации, центробежных сил, вызванных осевым вращением З., а также совокупностью внутр. и внеш. рельефообразующих сил. Приближённо в качестве формы (фигуры) З. принимают уровенную поверхность гравитац. потенциала (т. е. поверхность, во всех точках перпендикулярную к направлению отвеса), совпадающую с поверхностью воды в океанах (при отсутствии волн, приливов, течений и возмущений, вызванных изменением атм. давления). Эту поверхность наз. геоидом. Объём, ограниченный этой поверхностью, считается объёмом З. (т. о., в него не входит объём той части материков, к-рая расположена выше уровня моря). Ср. радиусом З. наз. радиус шара того же объёма, что и объём геоида. Для решения многих науч. и практич. задач геодезии, картографии и др. в качестве формы З. принимают земной эллипсоид. Знание параметров земного эллипсоида, его положения в теле З., а также *гравитационного поля Земли* имеет большое значение в астродинамике, изучающей законы движения искусств. космич. тел. Эти параметры изучаются путём наземных астрономо-геодезич. и гравиметрич. измерений (см. *Геодезия космическая*, *Гравиметрия*) и методами *спутниковой геодезии*.

Вследствие вращения З. точки экватора имеют скорость 465 м/с, а точки, расположенные на широте φ,— скорость 465 $\cos\varphi$ м/с, если считать З. шаром. Зависимость линейной скорости вращения, а следовательно, и центробежной силы от широты приводит к различию значений ускорения свободного падения на разных широтах (см. табл.).

Вращение З. вокруг своей оси вызывает смену дня и ночи на её поверхности. Период вращения З. определяет единицу времени — *сутки*. Ось вращения З. отклонена от перпендикуляра к плоскости эклиптики на 23° 26,5′ (в сер. 20 в.); в совр. эпоху этот угол уменьшается на 0,47″ за год. При движении З. по орбите вокруг Солнца её ось вращения сохраняет почти постоянное направление в пространстве. Это приводит к смене времён года. Гравитац. влияние Луны, Солнца, планет вызывает длительные периодич. изменения эксцентриситета орбиты и наклона оси З., что является одной из причин многовековых изменений климата.

Геометрические и физические характеристики Земли

Экваториальный радиус	6378,160 км
Полярный радиус	6356,777 км
Сжатие земного эллипсоида	1:298,25
Средний радиус	6371,032 км
Длина окружности экватора	40 075,696 км
Поверхность	$510,2\cdot10^6$ км²
Объём	$1,083\cdot10^{12}$ км³
Масса	$5976\cdot10^{21}$ кг
Средняя плотность	5518 кг/м³
Ускорение свободного падения (на уровне моря)	
а) на экваторе	9,780 49 м/с²
б) на полюсе	9,832 35 м/с²
в) стандартное	9,806 65 м/с²
Момент инерции относительно оси вращения	$8,104\cdot10^{37}$ кг·м²

Период вращения З. систематически увеличивается под воздействием лунных и в меньшей степени солнечных приливов. Притяжение Луны создаёт приливные деформации как атмосферы и водной оболочки, так и «твёрдой» З. Они направлены к притягивающему телу и, следовательно, перемещаются по З. при её вращении. Приливы в земной коре имеют амплитуду до 43 см, в открытом океане — не более 2 м, в атмосфере они вызывают изменение давления в неск. сотен Па. Приливное трение, сопровождающее движение приливов, приводит к потере системой Земля — Луна энергии и передаче момента количества движения от З. к Луне. В результате вращение З. замедляется, а Луна удаляется от З. Изучение месячных и годичных колец роста у ископаемых кораллов позволило оценить число суток в году в прошлые геологич. эпохи (до 600 млн. лет назад). Результаты исследований говорят о том, что период вращения З. вокруг оси увеличивается в ср. на неск. мс за столетие (500 млн. лет назад длительность суток составляла 20,8 ч). Фактич. замедление скорости вращения З. неск. меньше того, к-рое соответствует передаче момента Луне. Это указывает на вековое уменьшение момента инерции З., по-видимому, связанное с ростом плотного ядра З. либо с перемещением масс при тектонич. процессах. Скорость вращения З. неск. меняется в течение года также вследствие сезонных перемещений воздушных масс и влаги. Наблюдения траекторий ИСЗ позволили с высокой точностью установить, что сплюснутость З. неск. больше той, к-рая соответствует совр. скорости её вращения и распределению внутр. масс. По-видимому, это объясняется высокой вязкостью земных недр, приводящей к тому, что при замедлении вращения З. её фигура не сразу принимает форму, соответствующую увеличенному периоду вращения. Поскольку З. имеет сплюснутую форму (избыток массы у экватора), а орбита Луны не лежит в плоскости земного экватора, притяжение Луны вызывает прецессию — медленный поворот земной оси в пространстве (полный оборот происходит за 26 тыс. лет). На это движение накладываются периодич. колебания направления оси — нутация (основной период 18,6 года). Положение оси вращения по отношению к телу З. испытывает как периодич. изменения (полюсы при этом отклоняются от ср. положения на 10—15 м), так и вековые (ср. положение Сев. полюса смещается в сторону Сев. Америки со скоростью ~ 11 см в год).

Самой внеш. и протяжённой оболочкой З. является *магнитосфера* — область околоземного пространства, физ. свойства к-рой определяются магнитным полем З. и его взаимодействием с потоками заряж. частиц.

Атмосферой, или воздушной оболочкой З., называют газовую среду, окружающую «твёрдую» З. и вращающуюся вместе с ней. Масса атмосферы составляет ~ $5,15\cdot10^{18}$ кг. Ср. давление атмосферы на поверхность З. на уровне моря равно 101 325 Па (это соответствует 1 атмосфере, или 760 мм рт. ст.). Плотность и давление атмосферы быстро убывают с высотой: у поверхности З. ср. плотность воздуха $\rho = 1,22$ кг/м³ (число молекул в 1 м³ $n = 2,55\cdot10^{25}$), на высоте 10 км $\rho = 0,41$ кг/м³ ($n = 8,6\cdot10^{24}$), а на высоте 100 км $\rho = 8,8\cdot10^{-7}$ кг/м³ ($n = 1,8\cdot10^{18}$). Атмосфера имеет слоистое строение, слои различаются своими физ. и хим. свойствами (темп-рой, хим. составом, ионизацией молекул и др.).

Принятое деление атмосферы на слои основано гл. обр. на изменении в ней темп-ры с высотой, поскольку оно отражает баланс основных энергетич. процессов в атмосфере (см. *Тропосфера*, *Стратосфера*, *Мезосфера*, *Термосфера*, *Экзосфера*, *Мезопауза*, *Термопауза*, *Диссипация* атмосфер, *Ионосфера*).

Хим. состав земной атмосферы неоднороден. Сухой атмосферный воздух у поверхности З. содержит по объёму 78,08% азота, 20,95% кислорода (~ 10^{-6}% озона), 0,93% аргона и ок. 0,03% углекислого газа. Не более 0,1% составляют вместе водород, неон, гелий, метан, криптон и др. газы. В слое атмосферы до выс. 90—100 км, в к-ром происходит интенсивное перемешивание атмосферы, относит. состав её основных компонентов не меняется (этот слой наз. гомосферой). В атмосфере содержится $(1,3—1,5)\cdot10^{16}$кг воды. Гл. масса атмосферной воды (в виде пара, взвешенных капель и кристалликов льда) сосредоточена в тропосфере, причём с высотой её содержание резко убывает. Во влажном воздухе содержание водяного пара у земной поверхности колеблется от 3—4% в тропиках до $2\cdot10^{-5}$ % в Антарктиде. Очень изменчивы аэрозольные компоненты воздуха, включающие пыль почвенного, органич. и космич. происхождения, частички сажи, пепла и минеральных солей (см. *Атмосфера верхняя*).

Между атмосферой и подстилающей поверхностью происходит непрерывный обмен энергией (теплооборот) и веществом (влагооборот, обмен кислородом и др. газами). Теплооборот включает перенос теплоты излучением (лучистый теплообмен), передачу теплоты за счёт теплопроводности, конвекции и фазовых переходов воды (испарения, конденсации, кристаллизации).

Неравномерный нагрев атмосферы на разных широтах, над сушей и океанами (занимающими 71% поверхности Земли) приводит к неравномерному распределению атмосферного давления. Возникающие в атмосфере устойчивые перепады давления вызывают общую циркуляцию атмосферы, с к-рой связан влагооборот, включающий процессы испарения воды с поверхности гидросферы, переноса водяного пара возд. потоками, выпадение осадков и их сток. Теплооборот, влагооборот и циркуляция атмосферы являются основными климатообразующими и погодообразующими процессами. Атмосфера является активным агентом в различных процессах, происходящих на поверхности суши и в верхних слоях водоёмов. Важнейшую роль играет атмосфера в развитии жизни на З. В последние годы состояние атмосферы, океана и поверхности суши усиленно изучается и контролируется с помощью космич. средств (см. *Метеорологическая космическая система*, *Спутниковая метеорология*, *Космическое землеведение*, *Мониторинг космический*).

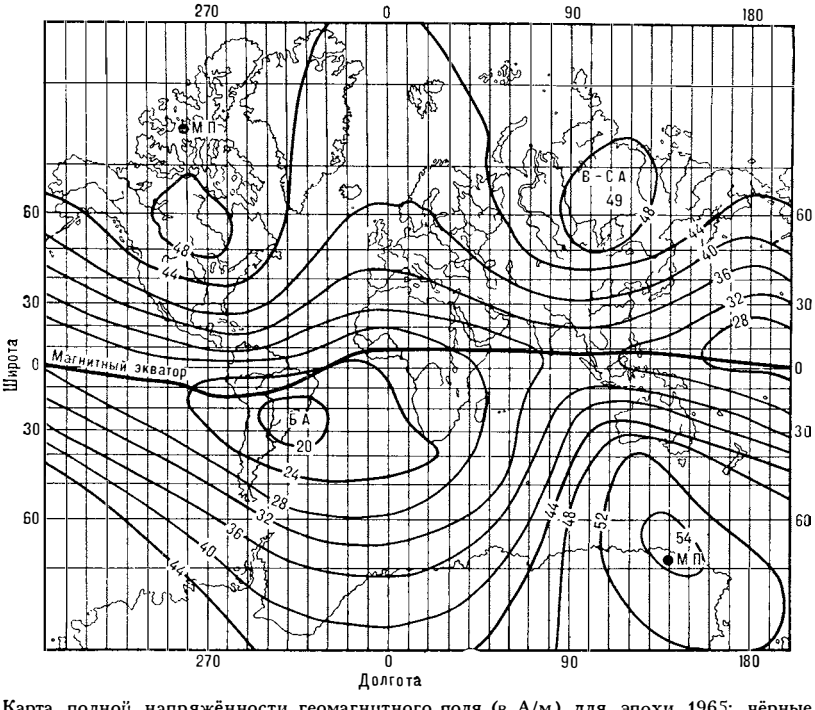
ЗЕМНА́Я СТА́НЦИЯ — по определению, принятому Всемирной административной конференцией радиосвязи (Женева, 1979), станция космической службы, расположенная либо на земной поверхности (включая борт морского судна), либо в пределах основной части земной атмосферы (борт самолёта) и предназначенная для связи с одной или более космическими станциями (КА) или с одной или более станциями такого же вида при

помощи одного или более отражающих КА или других объектов в космосе. В последнем случае связь осуществляется направл. антенной, излучающей в направлении КА или принимающей радиосигналы передатчика КА с последующим усилением этих сигналов высокочувствит. радиоприёмником. Информация поступает на З. с. и от неё транслируется абонентам (потребителям) по радиорелейным, кабельным и др. наземным линиям связи. Пример З. с.— «*Орбита*».

ЗЕМНА́Я СТА́НЦИЯ СЛЕЖЕ́НИЯ — приёмно-передающий радиотехнический комплекс для измерения и определения параметров траектории КА. З. с. с., как правило, также обеспечивает связь с КА для управления по командной радиолинии и для приёма телеметрич. информации. З. с. с. связаны наземными линиями связи с Центральным пунктом управления, обрабатывающим принятую с КА информацию и обеспечивающим управление КА и *космическими системами* (см. также *Командно-измерительная система*).

ЗЕМНО́Й МАГНЕТИ́ЗМ, геомагнетизм — магнитное поле Земли и околоземного космического пространства; раздел геофизики изучающий магнитное поле Земли и связанные с ним геофизические процессы в Земле и *атмосфере верхней*. Действие магнитных сил в околоземном пространстве и на доступных глубинах внутри Земли обнаруживается: моментом сил, прилож. к свободно подвешенным магнитным стрелкам; электродвижущей силой (эдс), индуцируемой во вращающихся витках проводника; частотой свободной прецессии протонов в жидкостях; т. н. зеемановским расщеплением уровней атомов; существованием *радиационного пояса Земли* и др. Наличие З. м. обусловлено действием постоянных источников, располож. внутри Земли и испытывающих лишь очень медленные вековые вариации, а также действием внеш. источников, зависящих от географич. широты, местного времени и солнечной активности. Соответственно различают главное и переменное магнитные поля Земли. Природа и происхождение этих полей различны, но между ними существует глубокая взаимосвязь.

Главное магнитное поле Земли. Магнитное поле в любой точке поверхности Земли характеризуется напряжённостью T и направлением, составленным вектором поля с плоскостью горизонта (угол наклонения I) и плоскостью географич. меридиана (угол склонения D). В первом приближении распределение напряжённости и направления магнитного поля Земли подобно распределению этих характеристик поля вокруг однородно намагниченного шара или магнитного диполя с магнитным моментом M. Горизонтальная составляющая напряжённости магнитного поля $H = Mr^{-3}\cos\Theta$, вертик. составляющая $Z = 2Mr^{-3}\sin\Theta$, где r — расстояние от центра диполя до точки наблюдения, Θ — магнитная широта. На поверхности Земли при r, равном радиусу Земли $R_З$, $H = H_0$ (вектор **H** лежит в плоскости горизонта), максимальной на геомагнитном экваторе, и обращается в ноль на магнитных полюсах. Z же обращается в ноль на магнитном экваторе и максимальна на полюсах. По данным на 1970 магнитное поле Земли характеризуется значениями: $M = 6{,}35\cdot10^{21}$ А·м², горизонтальная составляющая H на геомагнитном экваторе меняется в диапазоне (23,1—31,8) А/м (среднее значение принято 24,7 А/м), вертикальная составляющая различна для северного и южного магнитных полюсов (угол наклонения 90°) и равна 46,2 А/м на северном полюсе (78° 31′ с. ш., 70° 01′ з. д.) и 54,1 А/м на южном (78° 31′ ю. ш., 109°59′ в. д.).



Карта полной напряжённости геомагнитного поля (в А/м) для эпохи 1965; чёрные точки — магнитные полюсы (М. П.). На карте указаны мировые магнитные аномалии: Бразильская (Б. А.) и Восточно-Сибирская (В.-С. А.)

Действит. картина распределения магнитного поля на поверхности Земли очень сложна. Её отображают на спец. картах, на к-рых представляются различные величины: полная напряжённость магнитного поля, его горизонтальная составляющая, наклонение и т. д. На земной поверхности имеются 6 областей, где дипольная форма поля искажена на больших площадях; это — мировые магнитные аномалии, напр. положит. аномалия в Вост. Сибири и большая отрицат.— в Бразилии. Ещё большее отличие от дипольного распределения наблюдается в региональных и локальных аномалиях.

Помимо картографич. представления магнитного поля, для науч. исследований используется предложенное Гауссом аналитич. представление поля в виде ряда сферич. функций. Дипольная часть поля на поверхности Земли составляет примерно 87% всего поля; сумма всех более высоких гармоник ≈ 13%. Лишь гармоники очень высоких порядков имеют своим источником верх. части земной коры. Осн. однородная часть поля и поле низких гармоник связаны с токами, протекающими в жидком проводящем ядре Земли. С удалением от поверхности Земли напряжённость поля от дипольного члена убывает обратно пропорционально кубу расстояния, а вклад гармоник более высоких порядков убывает ещё быстрее. Процентное содержание дипольного поля от внутр. источников в общем поле на разных высотах:

h, км	200	400	1000	2000	$1R_З$	$2R_З$	$3R_З$	$4R_З$
%	87,5	87,7	89,4	90,9	94,8	96,3	97,7	98,0

При решении ряда задач магнитное поле Земли можно считать дипольным с указанными приближениями.

Геомагнитное поле от внутр. источников испытывает вековые вариации по значению и направлению, гл. особенность к-рых — уменьшение магнитного момента Земли, приводящее к изменению напряжённости поля, со скоростью $3{,}2\cdot10^{19}$ А·м² за десятилетие и систематич. дрейф поля к западу со скоростью 0,15° в год. Полагают, что вековые изменения происходят в осн. вследствие процессов изменения интенсивности и топологии токовых систем в проводящем ядре Земли, к-рые являются источником собственно магнитного поля Земли; поэтому изучение вековых вариаций относится к важнейшим средствам исследования внутр. строения Земли. Из-за вековых вариаций возникает необходимость заново составлять магнитные карты. Это приводит к необходимости проводить мировую магнитную съёмку. Напр., в 1964 при помощи ИСЗ «Космос-26» и «Космос-49» была осуществлена магнитная съёмка на 75% поверхности земного шара. Выполненная на ИСЗ магнитная съёмка позволила уточнить коэф. гауссова ряда и принять междунар. аналитическое магнитное поле.

Исследованиями последующих лет установлено, что *солнечный ветер* — постоянно истекающая солнечная плазма — деформирует геомагнитное поле, сжимает его с подсолнечной стороны и уносит силовые линии полярных областей на ночную сторону, образуя магнитный шлейф Земли, длина к-рого не менее

Э. Зенгер

В. Д. Зудов

100 $R_З$. Постоянно действующий внеш. источник магнитного поля составляют захваченные магнитным полем Земли заряж. частицы (в осн. протоны). Эффект этих протонов эквивалентен действию кольцевого тока, создающего в магнитноспокойное время магнитное поле напряжённостью $(1,6 \div 5,6)\cdot 10^{-2}$ А/м на расстоянии 3,5 $R_З$ и $(0,8 \div 2,4)\cdot 10^{-2}$ А/м на поверхности Земли. Другая постоянная особенность *магнитосферы* — её магнитогидродинамич. ударный фронт, в космич. пространстве отделённый от магнитосферы турбулентной переходной зоной.

Изменения магнитного поля Земли. Магнитное поле Земли непрерывно меняется; регистрация этих сравнительно небольших изменений осуществляется магнитными обсерваториями. В самое спокойное в отношении изменений магнитного поля время наблюдаются солнечно-суточные и лунно-суточные вариации с амплитудами $3,2\cdot 10^{-2}$ А/м и $0,8\cdot 10^{-2}$ А/м соответственно; они вызываются токами в слое Е *ионосферы*. В полярных областях поле никогда не бывает спокойным. Изменчивость поля в полярных областях во время магнитных бурь, охватывающих в осн. полярные зоны, описывается полярными токовыми системами. В развитии магнитного возмущения и полярных сияний существ. роль приписывается процессам в магнитном шлейфе Земли на ночной стороне. Помимо указанных регулярных и иррегулярных возмущений, на магнитограммах наблюдаются короткопериодич. вариации разной частоты и характерных классов. Их возникновение связывают с процессами в радиац. зонах и граничных областях магнитосферы. Магнитные вариации всех указанных классов индуцируют токи в Земле, создавая внутр. часть поля.

Силовые линии магнитного поля Земли, простираясь на миллионы километров в космич. пространстве, определяют физ. свойства околоземного пространства, характер протекания многих процессов в высоких слоях атмосферы и играют решающую роль в механизме воздействия солнечной корпускулярной радиации на Землю. Сохраняя до весьма значит. высот маломеняющуюся ориентацию относительно поверхности Земли, магнитное поле используется для мор. навигации, аэронавигации, изменения манёвра и ориентации КА. Влияние магнитного поля учитывается при разработке ориентируемых КА. Магнитометрич. методы эффективны в прогнозировании условий распространения радиоволн. Обусловленный наличием геомагнитного поля радиационный пояс Земли может представить опасность для экипажей пилотируемых КА.

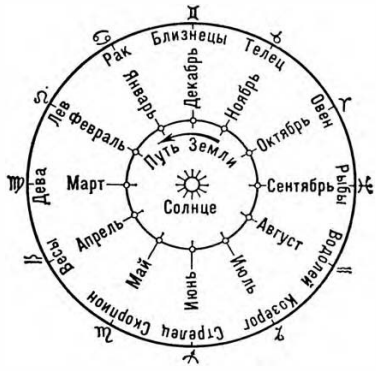
ЗЕ́НГЕР (Sänger) Эйген (1905—64) — немецкий учёный в области ракетно-космической техники. В 1929 окончил высшую технич. школу в Вене и в 1930—35 работал там ассистентом; с 1936 руководитель Ракетного н.-и. ин-та в Трауэне. В 1942—45 работал в н.-и. центре планеризма в Айнринге. С 1954 руководитель н.-и. ин-та физики реактивных двигателей в Штутгарте; с 1963 проф. кафедры «Элементы космической техники» в Технич. ун-те в Зап. Берлине. З.— один из последовательных сторонников проникновения в космос при помощи ракетно-космич. самолёта. С 1923 интересуется проблемами космич. ракетного полёта, с 1929 — хим., ядерными и фотонными РД. С 1932 занимался вопросами ракетной техники; исследовал работу камеры сгорания РД с разл. компонентами топлива, газодинамич. и газокинетич. процессы в камере и др. Результаты работы З. изложил в книге «Техника ракетного полёта» (1933). В 1939—40 проводил испытания РД, занимался расчётами конструктивных форм сверхзвуковых самолётов и др. В 1942—44 выполнил теоретич. исследования (частично с И. Бредт) по обоснованию возможности осуществления суборбитального полёта с миним. затратой энергии, к-рые были обобщены в 1944 в трудах «О ракетно-космическом самолете», «О ракетном двигателе для дальнего бомбардировщика». В 1961—64 проводил исследования по космич. пилотируемому самолёту для трансп. полётов на околоземную орбиту, к-рые опубликовал в работе «Предложения о разработке европейского космического корабля» (1964). Внёс вклад в разработку теории полёта ракет с фотонными РД.

З.— активный сторонник междунар. сотрудничества в космонавтике, первый президент МАФ (1950—53), чл.-учредитель Междунар. академии астронавтики, почётный чл. мн. астронавтич. и ракетных обществ; с 1956 возглавлял Об-во ракетной техники и космич. полётов в Штутгарте. Консультант Европ. орг-ции по разработке ракет-носителей (ЕЛДО) и Европ. орг-ции по космич. исследованиям (ЕСРО). Медаль Ю. Гагарина Междунар. об-ва «Человек в космосе» и 2 медали Г. Оберта. Именем З. назв. кратер на Луне.

ЗЕНИ́Т (франц. zénith, от араб. земт — путь, направление) — расположенная над наблюдателем точка *небесной сферы*, в к-рой её пересекает отвесная линия, проходящая через пункт наблюдения на Земле.

ЗЕНИ́ТНОЕ РАССТОЯ́НИЕ — координата в горизонтальной системе *небесных координат*, угол между вертикальным направлением и лучом зрения на светило (дуга *вертикала* от *зенита* до светила).

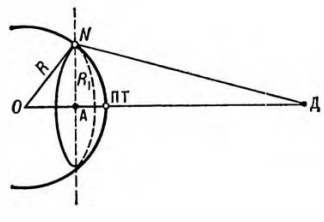
ЗОДИА́К [греч. zōdiakós (kýklos), букв.— (круг) с изображением животных] — пояс небесной сферы, средней линией к-рого служит *эклиптика*. З. содержит 12 созвездий, наз. зодиакальными, по к-рым в течение года совершает свой видимый путь Солнце. Каждое созвездие З. имеет свой знак (см. рис.). В древности март обозначался знаком Овна γ, т. к. Солнце 2 тыс. лет назад находилось в марте в этом созвездии. Соответственно точка весеннего равноденствия также имеет обозначение γ. Вследствие прецессии точка весеннего равноденствия перемещается по эклиптике навстречу движению Солнца примерно на 1° за 70 лет, и в результате теперь в марте Солнце бывает в созвездии Рыб. Однако обозначение месяцев знаками З. осталось прежним, и март по-прежнему обозначается знаком γ. Аналогично осеннее равноденствие обозначается знаком Весов ♎, хотя Солнце в этот период находится в созвездии Девы.



Видимое движение Солнца по зодиаку и действительное движение Земли вокруг Солнца

ЗОДИАКА́ЛЬНЫЙ СВЕТ — слабое сияние, простирающееся вдоль эклиптики и наблюдаемое по окончании вечерних сумерек в западной половине неба (вечерний, или западный зодиакальный свет) и перед утренними сумерками на востоке (восточный, или утренний зодиакальный свет). З. с. вызывается рассеянием солнечного света на частицах межпланетной пыли. Изменение яркости З. с. определяется изменением концентрации пыли в плоскости эклиптики с расстоянием от Солнца, а также изменением интенсивности рассеянного света в зависимости от угла рассеяния. Облако межпланетной пыли имеет сильно выраженную концентрацию к плоскости эклиптики, чем и объясняется увеличение яркости З. с. при приближении к эклиптике. З. с. имеет форму конуса, ось к-рого почти точно совпадает с эклиптикой. Яркость З. с. быстро падает в обе стороны от оси, а вдоль эклиптики убывает с удалением от Солнца, постепенно переходя в слабую, едва уловимую зодиакальную полосу, к-рая тянется через всё небо вдоль пояса Зодиака. В области, диаметрально противоположной Солнцу, зодиакальная полоса несколько расширяется; здесь располагается слабое светящееся пятно, известное под назв. *противосияния*.

ЗО́НА ВИ́ДИМОСТИ — часть земной поверхности, из любой (N-й) точки к-рой в данный момент можно провести прямую, соединяющую эту точку с точкой



Д, где находится КА (прямая NД на рис.), и не пересекающую земную сферу (соблюдается условие «оптической видимости»). З. в. является поверхностью сферического сегмента, географич. координаты точек к-рого μ_N и Θ_N (соответственно долгота и широта) удовлетворяют условию:

$$\sin\Theta_N\cdot\sin\Theta_п+\cos\Theta_N\cdot\cos\Theta_п\times\times\cos(\mu_N-\mu_п)\geqslant R/H,$$

где R — радиус земной сферы; H — расстояние от центра земной сферы до КА (ОД на рис.); $\mu_п$ и $\Theta_п$ — географич. координаты т. н. «подспутниковой точки» ПТ (точка пересечения земной сферы с прямой ОД).

Радиус R_1 окружности, ограничивающей зону видимости (численно равен AN), определяется соотношением:

$$R_1=R\sqrt{H^2-R^2}/H.$$

В зависимости от вида орбиты КА З. в. может оставаться неизменной относительно географич. ориентиров на поверхности Земли (*стационарного спутника орбита*) либо смещаться относительно них. В последнем случае наблюдается выход географич. пунктов из З. в. данного ИСЗ (чаще говорят, что в этом случае ИСЗ находится вне З. в. из данного пункта).

Между ИСЗ и любым пунктом в его З. в. может быть установлена прямая радиосвязь, а между двумя пунктами, находящимися в З. в. одного и того же ИСЗ,— связь через данный ИСЗ. В З. в. связного ИСЗ лежит его *зона обслуживания*.

ЗО́НА ОБСЛУ́ЖИВАНИЯ связного ИСЗ — часть земной поверхности, в географических точках к-рой выполняются два условия: 1) напряжённость поля полезного сигнала E (или соответствующее значение плотности потока мощности W), излучаемого установленным на ИСЗ *ретранслятором активным*, равна заданному уровню $E_н$ (соответственно $W_н$) или превышает этот уровень; 2) угол между плоскостью местного горизонта и направлением из этой точки на спутник («угол места») равен нек-рому граничному значению $\beta_г>0$ или превышает его. З. о. является частью *зоны видимости*, и её площадь может быть существенно меньше последней. В З. о. *связного искусственного спутника Земли* может быть осуществлён надёжный приём информации через данный ИСЗ.

«ЗОНД» — наименование советских КА для изучения космического пространства и отработки техники дальних космических полётов. «З.-1, -2, -3» по конструкции имели мн. общего с КА «*Венера*-2», «*Марс*-1», масса ~ 950 кг; состояли из 2 отсеков: орбитального и специального. Орбит. отсек оборудован радиоаппаратурой метрового и дециметрового диапазонов, системами ориентации и коррекции, терморегулирования и науч. приборами. Спец. отсек имел радиопередатчик сантиметрового диапазона, науч. аппаратуру и фототелевиз. устройства. Система ориентации — активная, обеспечивающая пост. ориентацию на Солнце для питания СБ, ориентацию на Землю для наведения остронаправл. антенны, астроориентацию (на Солнце и звезду Канопус) в сеансах коррекции. Энергопитание бортовой аппаратуры от СБ, расположенных на двух плоских панелях, раскрывающихся после отделения КА от РН. Система терморегулирования с жидкостным контуром теплопередачи и двумя полусферич. радиаторами рассчитана на работу при разл. удалениях КА от Солнца. Радиокомплекс с остронаправл. антенной (диам. ~ 2,3 м) и малонаправл. антенной.

«Зонд-1» запущен 2.4.1964. В полёте проведено 2 коррекции траектории (на расстоянии 560 тыс. и 14 млн. км от Земли); получены науч. информация и данные о работе бортовых систем. Анализ результатов измерений показал, что бортовые системы выполнили программу, включая точную астроориентацию и коррекцию траектории.

«Зонд-2» запущен 30.11.1964 в направлении Марса для дальнейшей отработки бортовых систем и проведения науч. исследований. Впервые в условиях космич. полёта проведено испытание плазменных ЭРД в качестве исполнит. органов системы ориентации (на борту имелось 6 двигателей).

«Зонд-3» запущен 18.7.1965 в сторону Луны. Кроме науч. аппаратуры, имелась фототелевиз. система с автоматич. обработкой плёнки на борту (фокусное расстояние объектива 106 мм, ширина плёнки 25 мм, число строк при ТВ передаче — 1100, время передачи одного кадра 34 мин, возможная дальность передачи изображений до сотен млн. км). Во время полёта «З.-3» 20 июля проведено фотографирование обратной стороны Луны с расстояния 11 570—9960 км; фаза Луны, видимой с КА, близка к полнолунию; получено 25 снимков с 19 млн. км² лунной поверхности, в т. ч. области св. 10 млн. км², оставшейся неохваченной при съёмке с КА «Луна-3». Передача изображений на Землю проведена с расстояния 2,2 млн. км, а повторная передача — с расстояния до 31,5 млн. км. Изображения высокого качества дали возможность получить детальные сведения о рельефе обратной стороны Луны. Наряду с фотосъёмкой в видимой части спектра проведены фотографирование спектров лунной поверхности в интервале длин волн 250—350 нм и спектрофотометрирование в УФ (190—270 нм) и ИК (3—4 мкм) областях. После пролёта вблизи Луны «З.-3» продолжал исследование космич. пространства, двигаясь по гелиоцентрич. орбите.

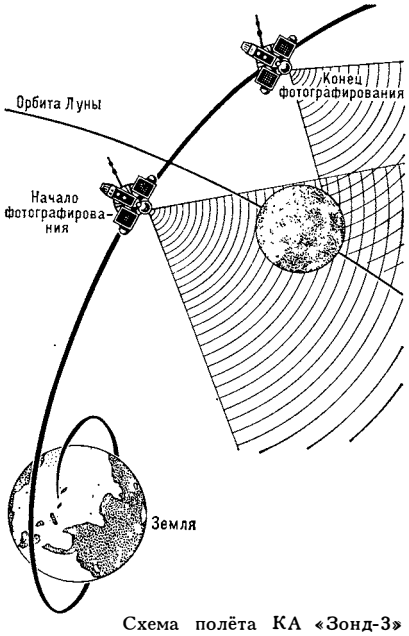
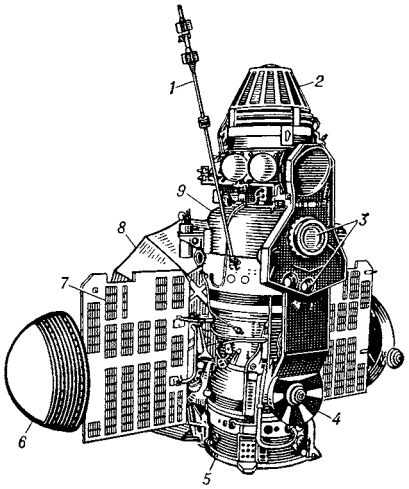


Схема полёта КА «Зонд-3»



КА «Зонд-3»: *1* — штанга с магнитометром; *2* — корректирующая двигательная установка; *3* — датчики; *4* — антенна; *5* — отсек с фототелевизионным устройством; *6* — радиатор системы терморегулирования; *7* — панель солнечной батареи; *8* — параболическая антенна; *9* — орбитальный отсек

«Зонд-4» — «Зонд-8» существенно отличались по конструкции от предыдущих КА «З.», обладали значительно большей массой, предназначались для отработки техники полётов к Луне с возвращением на Землю. Проект КА разработан в 1965. Масса КА 5,2—5,5 т, макс. длина по корпусу (на орбите ИСЗ) 5 м, при полёте к Луне — 4,5 м, макс. диам. 2,72 м. КА имели приборно-агрегатный отсек и спускаемый аппарат сегментально-конич. формы (масса 2,9—3,1 т, диам. 2,17 м) с теплозащитным покрытием, в к-ром размещались науч. приборы (в т. ч. фотоэмульсионная камера для исследования космич. лучей), фотоаппаратура, приборы для радиосвязи, терморегулирования и энергопитания, система управления спуском, парашютная система, объекты биологич. экспериментов. Спускаемый аппарат обладал аэродинамич. качеством (~ 0,3) для управляемого спуска в атмосфере; перегрузка на траектории спуска 4—7.

Особенности бортовых систем КА «З.-4» — «З.-8» заключаются в следующем. Система ориентации и управления движением активная, оснащена усовершенствованными командными приборами, включая гироплатформу и новые датчики солнечно-звёздной ориентации, а также спец. вычислителем; обеспечивает ориентацию КА на Солнце (для освещения СБ), ориентацию остронаправл. антенны на Землю, астроориентацию КА в сеансах коррекции. Увеличено число РД, управляющих движением спускаемого аппарата на участке спуска путём введения дублирования по крену; в реактивной системе управления ориентацией введён дублирующий компонент из 8 РД с номин. тягой по 9,8—14,7 Н. В составе корректирующей ДУ имеется один однокамерный РД (номин. тяга 4,033 кН) с рулевыми соплами. Масса топлива ДУ ~ 0,4 т. В системе энергопитания для подзаряда буферной хим. батареи применены СБ пл. 11 м² (размах панелей ~ 9 м). В систему дальней радиосвязи КА введена остронаправл. антенна (работающая в дециметровом диапазоне волн) для обеспечения надёжной связи с КА. Тепловая защита спускаемого аппарата модернизирована и рассчитана на высокие темп-ры при входе в атмосферу со 2-й космич. скоростью. Система приземления включает осн. парашют (пл. 1000 м²) и РД мягкой посадки. На КА устанавливался сбрасываемый перед

стартом к Луне опорный конус массой ~ 150 кг. Последняя ступень РН с КА выводилась на промежуточную геоцентрич. орбиту (выс. в перигее 187 км, выс. в апогее 219 км, наклонение 51,5°), с к-рой стартовала к Луне. После облёта Луны КА возвращался к Земле со 2-й космич. скоростью, тормозился, спускаемый аппарат отделялся от КА и совершал посадку в заданном р-не. Расчётная продолжительность автономного полёта 7—8 сут. Науч. исследования: фотографирование Земли и Луны; исследование радиац. обстановки на трассе полёта и в окололунном пространстве; изучение многозарядной составляющей первичных космич. лучей в области больших зарядов; биол. эксперименты с разл. объектами — черепахами (на «З.-5, -6, -7»), насекомыми, растениями, бактериями; определение элементного и изотопного составов солнечной атмосферы, фотометрирование нек-рых звёзд.

«З о н д -4» запущен 2.3.1968 с целью изучения дальних областей околоземного космич. пространства и отработки новых бортовых систем и агрегатов КА.

«З о н д - 5» запущен 15.9.1968 в 21 ч 42 мин 10,77 с по Гринвичу; первая коррекция проведена на расстоянии 325 тыс. км от Земли; 18 сент. осуществлён облёт Луны при миним. расстоянии от её поверхности 1960 км. При подлёте к Земле проведена вторая коррекция траектории, обеспечившая попадание КА в заданный коридор входа (35—45 км по высоте условного перигея); с расстояния 90 тыс. км проведено фотографирование Земли. 21 сент. спускаемый аппарат вошёл в атмосферу Земли со 2-й космической скоростью и приводнился в акватории Индийского ок. (координаты 32° 38′ ю. ш., 65° 33′ в. д.); спуск проходил по баллистич. траектории; парашюты открылись на выс. ~ 7 км; 22 сент. аппарат (массой 2,046 т) был поднят на борт сов. корабля поисково-спасат. службы; за 7 сут полёта проведены 36 сеансов связи, отработка систем и агрегатов для маневрирования на траектории и возвращения на Землю, подтверждена правильность выбора формы и тепловой защиты спускаемого аппарата. В этом полёте впервые в мире осуществлено возвращение КА после облёта Луны на Землю со 2-й космич. скоростью и выполнен облёт Луны с возвращением на Землю первых земных живых существ — черепах.

«З о н д - 6» запущен 10.11.1968. Программа полёта предусматривала облёт Луны, научно-технич. исследования и возвращение на Землю с осуществлением управляемого спуска и посадкой на терр. СССР. Первая коррекция траектории проведена 12 нояб. на расстоянии 246 тыс. км от Земли; астроориентация осуществлялась по Солнцу и Сириусу, после коррекции «З.-6» 14 нояб. облетел Луну на расстоянии от её поверхности 2420 км. В р-не Луны проводились науч. исследования, включая её фотографирование; первый сеанс фотографирования с расстояния ~ 11 тыс. км предусматривал съёмку всей освещённой поверхности Луны для измерения фотометрич. характеристик и определения её размеров и формы; второй сеанс с расстояния ~ 3,3 тыс. км позволил получить снимки в крупном масштабе с целью фотограмметрич. измерений и картографирования невидимой части Луны (фокусное расстояние объектива фотоаппарата 400 мм, размер кадра 13 × 18 см; величина диафрагмы при съёмке устанавливалась автоматич. устройством). При полёте к Земле 16 нояб. проведена вторая коррекция траектории (на расст. 236 тыс. км от Земли); 17 нояб. за 8,5 ч до спуска проведена третья коррекция, обеспечившая попадание спускаемого аппарата в заданный коридор входа (± 10 км при номин. значении высоты условного перигея 45 км). Спускаемый аппарат приземлился на терр. СССР 17 нояб. При полёте «З.-6» получены снимки лунной поверхности, данные о многозарядной составляющей космич. лучей и метеорных частицах, проведено опробование бортовых систем (в т. ч. систем, обеспечивающих управляемый спуск).

«З о н д - 7» запущен 8.8.1969 с целью дальнейшего изучения Луны и окололунного пространства, фотографирования поверхности Луны и Земли, а также отработки усовершенствованных бортовых систем. После первой коррекции (на расстоянии ~ 250 тыс. км от Земли) 11 авг. совершён облёт Луны на миним. расстоянии ~ 1,2 тыс. км, во время к-рого осуществлялись измерения физ. характеристик окололунного пространства и фотографирование Луны (с расстояний ~ 10 тыс. и 2 тыс. км) и Земли. В полёте проводились технич. эксперименты по отработке системы управления движением с бортовой ЭВМ, систем астроориентации, аппаратуры дальней радиосвязи и др. бортовых систем. Управляемый спуск на Землю произведён с использованием аэродинамич. подъёмной силы с двойным погружением в атмосферу (аналогично «З.-6»). Спускаемый аппарат приземлился на терр. СССР, южнее города Кустаная, 14 авг.

«З о н д - 8» запущен 20. 10.1970; осн. задачи полёта аналогичны предыдущему пуску. В целях отработки одного из возможных вариантов возвращения на Землю предусматривался вход КА в земную атмосферу со стороны северного полушария; при этом измерит. пункты, располож. на терр. СССР, контролировали приближение КА к Земле и бо́льшую часть траектории его полёта. 22 окт. на расстоянии 250 тыс. км от Земли проведена коррекция траектории; 24 окт. совершён облёт Луны (миним. расстояние ~ 1,2 тыс. км); осуществлено фотографирование Луны с расстояния ~ 9,5 тыс. и 1,5 тыс. км. На траектории возвращения проведены 2 коррекции (последняя на расстоянии 70 тыс. км от Земли). Спускаемый аппарат приводнился 27 окт. в Индийском ок., в 730 км юго-вост. острова Чагос, и был взят на борт сов. корабля поисково-спасат. службы. При нахождении КА «З.-8» на расстоянии 328 тыс. км от Земли проведено её фотографирование на фоне звёздного неба с использованием телескопа высокогорной обсерватории в горах Заилийского Алатау.

Запуски КА «З.-1» — «З.-3» проводились РН «Молния»; КА «З.-4» — «З.-8» — РН «Протон» с дополнит. 4-й ступенью.

Е. Ф. Рязанов.

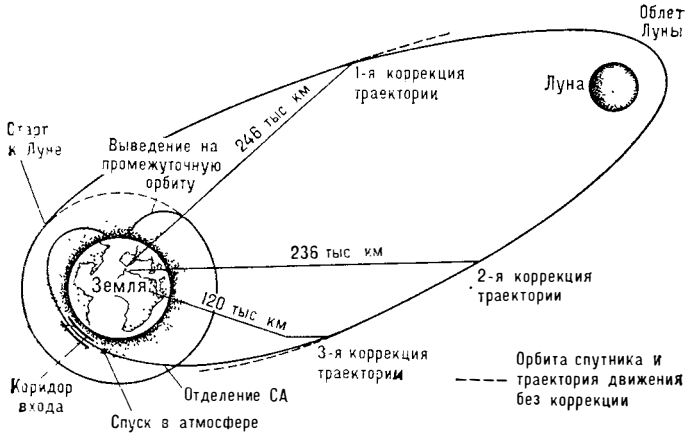
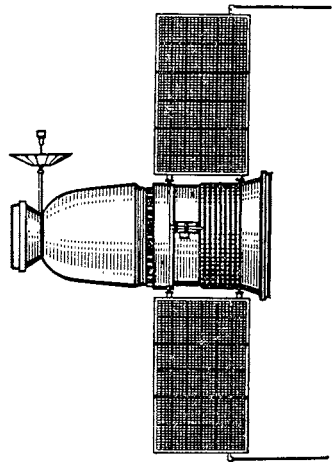


Схема полёта КА «Зонд-6»



КА «Зонд-6»

ЗУ́ДОВ Вячеслав Дмитриевич (р. 1942) — космонавт СССР, полковник. Герой Сов. Союза (1976), лётчик-космонавт СССР (1976). Чл. КПСС с 1963. По окончании в 1963 Балашовского высшего воен.-авиац. уч-ща лётчиков служил в ВВС. С 1965 в отряде космонавтов. 14—16 окт. 1976 совм. с В. И. *Рождественским* совершил полёт на КК «Союз-23» (в качестве командира). Время полёта 2 сут 6 мин 35 с. Почётный диплом им. В. М. Комарова (ФАИ). Награждён орденом Ленина и медалями. Почётный гражданин городов Аркалык, Бор, Гагарин, Калуга, Джезказган. Портрет на стр. 128.

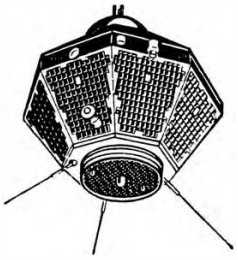
Г. Иванов

А. С. Иванченков

ИВА́НОВ Георги (р. 1940) — космонавт НРБ, полковник-инж. Герой НРБ (1979), лётчик-космонавт НРБ (1979). Чл. БКП с 1968. Первый гражданин НРБ, совершивший полёт в космос. Окончил Высшее нар. военно-возд. уч-ще им. Г. Бенковского; служил в ВВС Болгарской народной армии. В 1976 отобран кандидатом для пилотируемого полёта по программе «Интеркосмос»; прошёл курс обучения в Центре подготовки космонавтов им. Ю. А. Гагарина. 10—12 апр. 1979 совм. с Н. Н. *Рукавишниковым* совершил полёт на КК «Союз-33» (в качестве космонавта-исследователя) с целью стыковки с орбит. станцией «Салют-6». Из-за неисправности сближающе-корректирующей ДУ стыковка была отменена. Полёт продолжался 1 сут 23 ч 1 мин 6 с. И. присвоено звание Героя Сов. Союза (1979). Награждён орденом Георгия Димитрова, орденом Ленина и медалями. На 12-м съезде БКП (1981) избран кандидатом в члены ЦК БКП. С 1980 инспектор Мин-ва обороны НРБ.

ИВАНЧЕ́НКОВ Александр Сергеевич (р. 1940) — космонавт СССР, дважды Герой Сов. Союза (1978, 1982), лётчик-космонавт СССР (1978). Чл. КПСС с 1972. Окончил МАИ им. С. Орджоникидзе (1964), работает в КБ. С 1970 в отряде космонавтов. 15 июня — 2 нояб. 1978 совм. с В. В. *Ковалёнком* совершил полёт на КК «Союз-29» (в качестве борт-инженера) и на орбит. станции «Салют-6». В полёте, длившемся 139 сут 14 ч 47 мин 32 с, к орбит. станции пристыковывались грузовые трансп. корабли типа «Прогресс», КК «Союз-30» (экипаж П. И. *Климук*, М. *Гермашевский*), «Союз-31» (экипаж В. Ф. *Быковский*, З. *Йен*). Возвратился на КК «Союз-31». 24 июня — 2 июля 1982 совм. с В. А. *Джанибековым* и Ж. Л. *Кретьеном* совершил полёт (в качестве бортинженера) на КК «Союз Т-6» и на орбит. станции «Салют-7» (осн. экипаж А. Н. *Березовой*, В. В. *Лебедев*) с пристыкованным к ней КК «Союз Т-5». Время полёта 7 сут 21 ч 50 мин 52 с. За 2 рейса в космос налетал 147 сут 12 ч 38 мин 24 с. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР. Награждён 2 орденами Ленина, а также иностр. орденами и медалями. И. присвоено звание Героя ГДР.

«ИЗИС» (англ. ISIS, сокр. от International Satellites for Ionospheric Studies — международные спутники для исследования ионосферы) — наименование серии канадских ИСЗ для исследования ионосферы. Масса 240—260 кг. Корпус — многогранник (выс. 1,2 м, макс. поперечный размер 1,3 м). Электропитание от СБ (11 000 элементов) и аккумуляторных никель-кадмиевых батарей. Стабилизация вращением; для ориентации оси вращения служит магнитная система, работающая по командам солнечных датчиков. Телеметрич. система работает на частоте 136 МГц при передаче в реальном масштабе времени и 400 МГц при передаче с записи, радиомаяк системы траекторных измерений — на частоте 136 МГц. Для зондирования ионосферы служат две скрещенные дипольные антенны дл. 73,2 и 18,7 м. ИСЗ оснащён ионосферными зондами (0,1—20 МГц и др.), электростатич. зондами, приёмником очень низкой частоты, регистратором шумов (0,1—16 МГц), детекторами частиц высокой энергии и электронов, масс-спектрометром ионов водорода, гелия и кислорода. Для вывода ИСЗ «ИЗИС» на орбиту использовались амер. РН «Торад-Дельта». ИСЗ «ИЗИС-1» запущен 29.1. 1969 на орбиту с выс. в перигее 575 км, выс. в апогее 3514 км, наклонением 88,5°; период обращения 128 мин; ИСЗ «ИЗИС-2» — 1.4. 1971 на орбиту с выс. в перигее 1360, высотой в апогее 1440, наклонением 88,15°; период обращения 114 мин.



ИСЗ «ИЗИС»

ИЗЛУЧЕ́НИЕ ПЛАНЕ́ТЫ — испускаемое в космос тепловое излучение планеты, освещаемой Солнцем и нагретой до определённой температуры. Собств. И. п. определяется на основе его энергетич. баланса с приходящей солнечной радиацией. Кол-во последней равно солнечной постоянной для планеты q, умноженной на $(1 - A)$, где A — *альбедо* планеты. Значение q обратно пропорционально квадрату расстояния R планеты от Солнца. Если R измерять в астрономических единицах, то $q = 1{,}38/R^2$ кВт/м². Уходящее И. п. характеризуется его ср. эффективной темп-рой T_e, к-рая определяется из равенства полного притока солнечной энергии к планете $(1 - A)\pi r^2 \cdot q$ (где r — радиус планеты) и полного потока уходящего собств. И. п. $4\pi r^2 \cdot \sigma \cdot T_e^4$, где $\sigma = 5{,}67 \cdot 10^{-8}$ Вт/(м²·К⁴) — константа в законе излучения Стефана — Больцмана. Согласно этому равенству $T_e = [q(1 - A)/4\sigma]^{1/4}$; отличие T_e от измеренной даёт возможность судить о том, что планета обладает собственными источниками теплоты. Кроме того, для планет с плотной атмосферой (напр., Венеры) темп-ра планеты может отличаться от рассчитанной по этой формуле и из-за т. н. парникового эффекта. Этот эффект обусловлен тем, что излучение планеты лежит в основном в длинноволновой области спектра и практически полностью поглощается её атмосферой (не уходит в космос). В то же время солнечное излучение проходит сквозь атмосферу достаточно свободно. Излучение отд. участков планеты определяется их ср. темп-рами, к-рые зависят от условий их освещённости Солнцем, от скорости установления радиац. равновесия в атмосфере (или на поверхности планеты, если у них нет атмосферы), от характера и скорости атмосферных ветров, переносящих теплоту. Для планет с плотными атмосферами (напр., Венера, Юпитер) пространств. распределение И. п. меняется мало (на Венере в пределах 10—15К, на Юпитере в пределах неск. кельвинов), т. к. темп-рный режим таких атмосфер определяется общей циркуляцией атмосферы. У планет с «тонкой» атмосферой (Марс) темп-ра уходящего излучения на ночной стороне и на полюсах гораздо ниже (на Марсе примерно на 100—150 К), чем у излучения полуденных экваториальных областей, поскольку в этом случае темп-ра поверхности планеты и ее атмосферы близки к темп-ре, определяемой в состоянии локального радиац. равновесия. Распределение И. п. по спектру приближённо определяется формулой Планка, и осн. его часть сосредоточена в ИК области. Об И. п. Земля см. в ст. *Радиационный баланс Земли*.

И Й

ИЗМЕНЕ́НИЕ ПЛО́СКОСТИ ОРБИ́ТЫ — *манёвр*, при к-ром импульс РД направлен под нек-рым углом к плоскости орбиты. И. п. о. требует значит. энергетич. затрат; для поворота плоскости орбиты на 60° необходима *характеристическая скорость*, имеющая порядок первой космич. скорости. Поэтому при выработке стратегии манёвров КА стремятся избегать И. п. о. Напр., при необходимости встречи двух КА их запускают с одинаковым наклонением к экватору, и второй КА стартует в тот момент, когда плоскость орбиты первого проходит через точку старта второго. Однако в нек-рых случаях И. п. о. неизбежно, напр. при запуске ИСЗ на экваториальную (стационарную) орбиту с космодрома, не расположенного на экваторе.

ИЗМЕРИ́ТЕЛЬНЫЙ КО́МПЛЕКС КОСМОДРО́МА (ИКК) — многофункциональный комплекс специальных средств, привлекаемый для решения следующих задач: проведения телеметрических измерений в ходе различных проверок РН и КА на *техническом комплексе* и *стартовом комплексе* при подготовке их к пуску; проведения телеметрических и траекторных измерений на активном участке полёта РН; привязки измерительной информации к единой шкале времени; автоматизированного сбора, обработки, отображения и документирования измерительной информации; оценки состояния бортовых систем РН и КА при подготовке их к пуску и в полёте; прогнозирования районов падения ступеней РН; определения элементов траектории полёта РН и факта выхода КА на орбиту; послеполётной полной обработки измерительной информации с целью оценки функционирования бортовых систем РН и КА и лётно-технических характеристик РН.

При подготовке к полёту и пуске пилотируемых КА ИКК дополнительно обеспечивает радио- и телевизионную связь с их экипажами, выдачу в случае необходимости команды на включение системы аварийного спасения КА, телевиз. репортажи о ходе подготовки и проведении пуска РН с КА. Выполнение перечисл. задач ИКК производит с помощью оптич., квантовой, радиотехнич., электронной и др. аппаратуры, размещённой на измерит. пунктах (ИП). Расположены ИП вдоль трасс запуска РН. Размещение и число ИП определяется из условий обеспечения непрерывного получения измерит. информации средствами ИКК на протяжении всего активного участка по-

лёта РН вплоть до момента отделения КА. С целью расширения возможностей ИКК, а также при запуске РН по необорудов. трассам или в случае окончания её активного участка полёта за пределами территории СССР могут привлекаться ИП др. космодромов, командно-измерительные пункты (КИП) из состава *наземного автоматизированного комплекса управления* (НАКУ), подвижные измерит. средства автомобильного и самолётного базирования, специально оборудованные суда АН СССР и океанографические суда СССР. В свою очередь ИП данного ИКК могут привлекаться для решения задач др. космодромов и в интересах НАКУ.

Типовой ИП состоит из командного пункта, *системы единого времени*, средств траекторных и телеметрич. измерений, средств связи с экипажами пилотируемых КА, электронных средств для предварит. обработки информации и пр. Сбор измерит. информации и выдача результатов её обработки на рабочие места операторов (испытателей) для отображения и документирования производятся с помощью автоматизиров. системы, включающей разл. каналы связи (проводные, кабельные, радиорелейные, спутниковые), аппаратуру передачи данных и др. электронные средства. Обработка измерит. информации производится в информационно-вычислит. центре (ИВЦ), входящем в состав ИКК. Производительность ИВЦ и пропускная способность каналов связи позволяют вести обработку информации, оценку работоспособности бортовых систем РН и КА в реальном масштабе времени и выдавать на отображение до неск. сотен параметров одновременно. Телевиз. и радиопереговорная информация связи с экипажами пилотируемых КА передаётся по широкополосным кабельным и спутниковым каналам связи в *Центр управления полётом*. ИКК информационно сопрягается со всеми составными частями своего космодрома, а также с НАКУ, измерит. комплексами др. космодромов, привлекаемыми подвижными средствами и др. орг-циями.

В. Н. Медведев, В. И. Спирин, В. Н. Старостин.

ИЗОЛЯ́ЦИЯ (от франц. isolation — отделение, разобщение) в космическом полёте — разобщение, обособление, уединение от обычных условий жизни. Изучение И. проводится в гермо- и *сурдокамерах*. И., как правило, сочетается с *сенсорной депривацией*. И. в космич. полёте может вызвать изменения нервно-психич. деятельности. Глубина изменений определяется длительностью И. Для снятия И. рекомендуются рациональное построение режима работы и отдыха, создание разл. дополнит. источников впечатлений (периодическая смена интерьера, изменения цветового и светового «климата», звукового фона и др.).

ИЗОПРОПИЛНИТРА́Т, изопропиловый эфир азотной кислоты $C_3H_7ONO_2$ — один из нитроэфиров; высококипящее *однокомпонентное ракетное топливо*. Бесцветная жидкость. Плотн. 1036 кг/м³ (при 20 °С), $t_{пл} \approx -50$ °С, $t_{кип} \approx 101$ °С. Самовоспламеняется на воздухе при нагреве до 210 °С. Получают взаимодействием изопропилового спирта с азотной кислотой. И. применяется в качестве однокомпонентного топлива для вспомогат. ЖРД и для привода ТНА.

ИЗОТО́ПНАЯ ЭНЕРГЕТИ́ЧЕСКАЯ УСТАНО́ВКА (ИЭУ) — *электромашинная энергетическая установка* с изотопным источником тепловой энергии (изотопным топливным блоком). Для нагрева рабочего тела — инертного газа или жидкости (расплава щелочного металла, органич. или др. теплоносителя) используется изотопный топливный блок. И. э. у. отличаются от *изотопных генераторов*

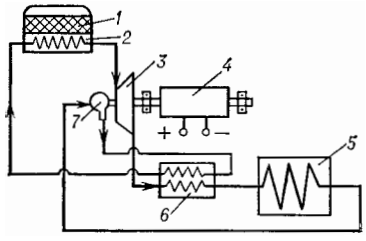


Схема паротурбинной изотопной энергетической установки, работающей по циклу Ранкина: *1* — изотопный топливный блок; *2* — парогенератор; *3* — турбина; *4* — электромеханический генератор; *5* — холодильник-излучатель; *6* — регенератор; *7* — насос

большей сложностью, однако имеют существенно более высокий кпд (25—30%), т. к. кпд динамич. преобразователей может достигать 40—45%; в изотопных генераторах используют статические преобразователи, кпд к-рых составляет 6—15%. Поэтому, несмотря на ограничение тепловой мощности изотопных топливных блоков, связанное с дефицитностью и высокой стоимостью изотопов, используемых в КА, выходная электрич. мощность ИЭУ может достигать 2—10 кВт. Срок службы ИЭУ в осн. определяется ресурсом работы преобразователя и периодом

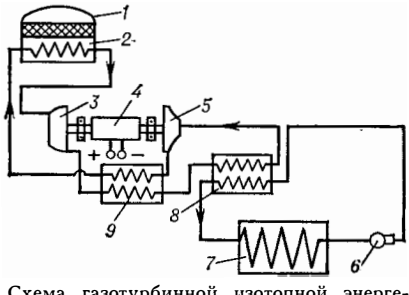


Схема газотурбинной изотопной энергетической установки, работающей по циклу Брайтона: *1* — изотопный топливный блок; *2* — теплообменник топливного блока; *3* — газовая турбина; *4* — электромеханический генератор; *5* — компрессор; *6* — насос; *7* — холодильник-излучатель; *8* — теплообменник отвода тепла; *9* — регенератор

полураспада изотопа. Уд. масса (на единицу мощности) в зависимости от параметров и массы необходимой радиац. защиты составляет 0,1—0,3 кг/Вт. Применение ИЭУ мощностью до неск. кВт возможно для энергоснабжения КА, длительно работающих при отсутствии солнечного излучения, напр. на поверхности Луны.

ИЗОТО́ПНЫЙ ГЕНЕРА́ТОР — источник электрической энергии, содержащий топливный блок с изотопом, выделяющим теплоту при радиоактивном распаде атомов, и статические преобразователи тепловой энергии в электрическую энергию. В И. г., используемых в *системах энергопитания* КА, топливный блок представляет собой конструктивно объединённые герметич. ампулы из тугоплавкого металла, в к-рых заключён изотоп. Теплота от топливного блока к преобразователям передаётся излучением или за счёт теплопроводности. Для уменьшения тепловых утечек через корпус И. г. пространство между преобразователями заполнено теплоизоляцией. Отвод теплоты осуществляется излучением с развитых

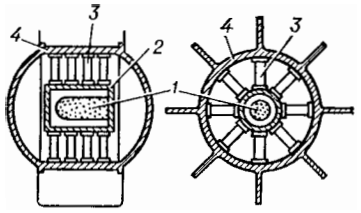


Схема простейшего изотопного генератора: *1* — ампула с изотопом; *2* — внутренний контейнер, нагреваемый изотопом; *3* — элемент полупроводникового термоэлектрического генератора; *4* — внешний корпус с радиационным излучателем

поверхностей на холодной стороне преобразователей. Холодильником-излучателем часто служит наружный корпус И. г. (см. рис.).

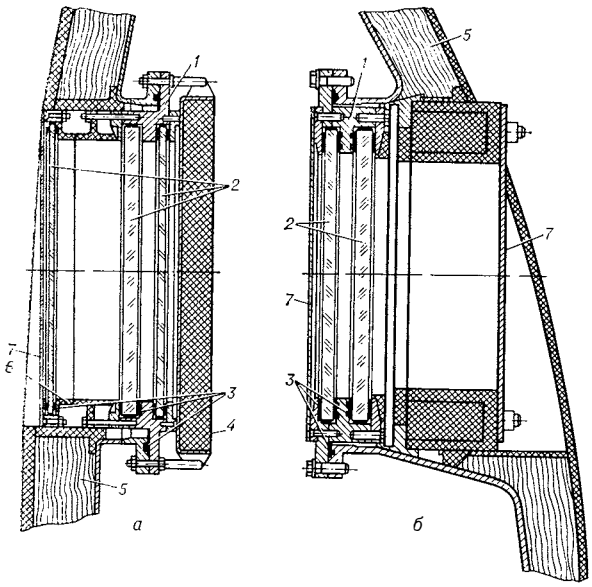
В И. г. могут использоваться как короткоживущие изотопы (полоний-210, церий-144, кюрий-242 и др.) с периодом полураспада от неск. мес до года, так и долгоживущие (плутоний-238, прометий-147, кобальт-60, стронций-90 и др.) с периодом полураспада от года до десятков лет. Выбор изотопа определяет требования к *радиационной защите*: для α-излучателей типа полония-210, плутония-238, кюрия-242 требуется значительно более лёгкая защита, чем для β-излучателей типа кобальт-60, стронций-90 и др. Срок службы И. г. зависит от длительности существования (период полураспада) изотопа и ресурса работы преобразователей.

В И. г. используются *термоэлектрические преобразователи* на основе высоколегированных полупроводниковых соединений кремния, германия, сульфида кадмия, теллурида свинца и др. Рабочая темп-ра горячих спаев термоэлектрич. преобразователей может достигать 1000 °С; при этом темп-ра на поверхности топливного блока 1100—1200 °С, а на поверхности изотопных ампул 1300—1400 °С. Отвод теплоты осуществляется излучением непосредственно с холодных спаев термоэлектрических преобразователей при темп-ре последних 300—500 °С или с корпуса И. г. Перспективно применение *термоэмиссионных преобразователей* с рабочей темп-рой 1500—1700 °С, что требует создания высокотемпературных (более 1800 °С) изотопных соединений.

Уд. масса И. г. (на единицу мощности) в зависимости от кпд термоэлектрич. преобразователей, типа изотопа, массы требуемой радиац. защиты составляет 0,3—2 кг/Вт и может быть при использовании термоэмиссионных преобразователей снижена в 1,5—2 раза. Применение И. г. наиболее рационально при электрических мощностях от единиц до неск. сотен Вт (возможно до 1 кВт) и срока службы от неск. месяцев до неск. лет. Работа И. г. в составе систем энергопитания КА проверена, напр., на ИСЗ «Космос-84, -90» (И. г. «Орион-1»: изотоп — полоний-210; масса 8,3 кг, полезная мощность 22—8 Вт, ресурс 220 сут), «Транзит», «Нимбус», КК «Аполлон» и др. КА.

ИЗОТО́ПНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — то же, что *радиоизотопный ракетный двигатель*.

ИЛЛЮМИНА́ТОР (лат. illuminator, от illumino — освещаю) — застеклённое окно в отсеке (корпусе) КА. И. предназначен для проведения работ с разл. аппаратурой (при осуществлении навигац. измерений, ориентации, сближения, стыковки, фото- и киносъёмок, ТВ передач, астрономич. наблюдений, юстировочных и контрольных операций), визуального наблюдения за окружающей средой, освещения интерьера обитаемого отсека и т. д. И. могут быть герметичными (напр., в *обитаемом отсеке*) и негерметичными (напр., на обтекателе РН) и состоят, как правило, из остекления и окантовки (обоймы, прижимных колец, крепёжных деталей, герметизирующих элементов).



Иллюминаторы спускаемого аппарата КК «Союз Т»: *а* — для визуальных наблюдений; *б* — для оптического прибора; *1* — арматура (обоймы, прижимные кольца, крепёжные детали); *2* — стёкла; *3* — уплотнения; *4* — подвижная шторка; *5* — корпус спускаемого аппарата; *6* — наружная часть иллюминатора, отделяемая после гашения скорости в атмосфере; *7* — технологическая защитная крышка (снимается перед пуском КК)

Стёкла иллюминаторов КК должны отвечать оптич. требованиям, к-рые определяются: спектральными характеристиками, коэф. отражения и преломления, дисперсией, клиновидностью, разрешающей способностью, светорассеянием, двойным преломлением, фокусным расстоянием. Материалом для остекления И. служит кварцевое или органич. стекло, марка к-рого определяется назначением и условиями эксплуатации И. Для И. сов. КК применяются кварцевое стекло марок КВ, КУ, КУ-1 и органич. стекло марки СТ-1. Стёкла этих марок отличает высокая степень однородности, устойчивость по отношению к воздействию влаги и углекислого газа, относительно лёгкая обрабатываемость. В нек-рых случаях (напр., для наземных имитаторов КК) применяется бесцветное оптич. стекло марок К-8И и К-108. Стекло марок КВ, КУ, КУ-1 (плотность 2200 кг/м³) по сравнению со стеклом др. марок обладает более высокими жаропрочностью, термостойкостью и твёрдостью; поэтому оно применяется для И. спускаемых аппаратов. Органич. стекло (плотность 1800 кг/м³) рекомендуется к применению для И., находящихся в условиях небольших темп-р и их перепадов, со сроком эксплуатации не более 2—3 мес. Недостатками органич. стекла являются малая твёрдость, размягчение под нагрузкой при повышении темп-ры, с течением времени серебрение и утрата однородности. Стёкла И. могут иметь спец. покрытия для улучшения их эксплуатац. свойств (напр., улучшения видимости, уменьшения ИК и УФ излучений и т. д.). Чаще всего применяют три вида покрытий: светоделительное — на поверхности, обращённой в межстекольное пространство; просветляющее — на внутреннем стекле со стороны отсека; защитное теплоотражающее — на внеш. стекле со стороны космич. пространства.

В качестве материалов для изготовления арматуры применяются титановые и алюм. сплавы (обоймы, прижимные кольца), легированные стали (крепёжные детали). Для уплотнений используется вакуумная резина. И. могут иметь разл. форму (и размеры): круглую (напр., в спускаемом аппарате КК «Союз»); прямоугольную и треугольную (напр., в лунной кабине КК «Аполлон»). Число И. в одном герметичном отсеке, напр. в обитаемом, может быть различным (в спускаемом аппарате КК «Аполлон» — 5, в рабочем отсеке орбит. станции «Салют» — 14). К И. обитаемых отсеков предъявляются высокие требования по прочности и герметичности. Они имеют, как правило, от двух до четырёх стёкол. И. могут снабжаться разл. устройствами (электрообогревом, шторками, чехлами и т. д.), предотвращающими их запотевание, обледенение, загрязнение от внеш. (напр., атмосферных) и внутр. (пыль и пр.) факторов, а также предохраняющими их от случайных соударений.

Г. И. Гадалин.

ИММУ́ННОЕ СОСТОЯ́НИЕ (от лат. immunis — свободный от чего-либо, незатронутый) — состояние, в к-ром организм способен к защите против микроорганизмов или продуктов их жизнедеятельности. Иммунологич. реактивность человека находится в динамич. равновесии с состоянием его аутофлоры. Понижение реактивности организма в результате воздействия факторов космич. полёта может привести к активизации микроорганизмов, возникновению болезненных состояний. Возможное изменение И. с. учитывается при разработке профилактич. мероприятий, направленных на поддержание нормального функционального состояния экипажа КК.

ИМПУЛЬС ПОСЛЕДЕ́ЙСТВИЯ (от лат. impulsus — удар, толчок) ракетного двигателя — импульс тяги РД от подачи команды на выключение до полного прекращения действия тяги. Разл. характер спада тяги и разброс значений И. п. приводят к рассеиванию ракет, снижают точность выведения КА на орбиты, осложняют операции разделения ступеней РН и управление положением КА. При использовании ЖРД эти проблемы решаются проще, чем для РДТТ, т. к. процесс *останова* ЖРД в большей степени поддаётся контролю. Для *импульсных ракетных двигателей* приходится считаться с потерями уд. импульса на участке спада тяги.

И́МПУЛЬС ТЯ́ГИ ракетного двигателя (двигательной установки) — произведение среднего значения тяги РД на время работы (интеграл тяги по времени). Усл. обозначение — *I*, выражается в Н·с. И. т. определяет значение скорости (прироста скорости), сообщаемой ЛА при работе РД.

И́МПУЛЬСНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — работает в режиме кратковременных периодических включений (импульсов), суммарное число к-рых составляет обычно мн. тысячи. Характерным является режим импульсной модуляции с импульсами тяги постоянной амплитуды и перем. длительности (ширины) и частоты (от неск. десятков импульсов в 1 с до 1 в неск. сут). По значению суммарного импульса тяги, развиваемого за определ. время, И. р. д. равноценен РД, работающему непрерывно при меньшей тяге. Однако достоинством И. р. д. является возможность путём изменения режима работы двигателя быстро и с большой точностью получать различные значения суммарного импульса тяги, что неосуществимо при использовании РД, работающего непрерывно. К И. р. д. предъявляются требования быстродействия, стабильности характеристик, выдачи миним. значения единичного импульса тяги, малого потребления электроэнергии управляющими клапанами. Идеальный И. р. д. должен выдавать импульсы тяги прямоугольной формы, совпадающие по времени с электрич. командами. В реальном И. р. д. импульсы тяги имеют трапецеидальную или колоколообразную форму; они шире командных импульсов и запаздывают относительно их. Неэкономное расходование ракетного топлива в процессе многократных режимов запуска и останова снижает результирующий уд. импульс РД. И. р. д. развивают малую тягу, большинство их относится к ракетным *микродвигателям*. И. р. д. применяются в *индивидуальных ракетных двигательных установках* и являются осн. типом РД *реактивных систем управления* КА. Быстродействие И. р. д. обеспечивает управление полётом при малом расходе рабочего тела. При совершении манёвров, связанных с относительно большими затратами энергии, И. р. д. работают непрерывно (при изменении местоположения синхронных ИСЗ — до неск. ч).

И. р. д. работают как на двухкомпонентном самовоспламеняющемся топливе, так и на однокомпонентном топливе. Примером И. р. д. на двухкомпонентном топливе может служить *Р-4Д*, созданный для реактивных систем управления КК «Аполлон». В качестве однокомпонентного топлива широко используется гидразин. В частности, типичная реактивная система управления связного ИСЗ, стабилизируемого вращением (обычно с частотой $\sim 1\ с^{-1}$), содержит неск. пар гидразиновых И. р. д. тягой ~ 20 Н каждый. Недостатками гидразиновых И. р. д. являются разрушение и потеря качества катализатора при большом числе «холодных» включений. Увеличение ресурса И. р. д. достигается поддержанием катализатора при повышенной темп-ре (напр.,

600 К) путём электрообогрева ДУ. Созданы гидразиновые И. р. д. с числом включений св. 1 млн.

Импульсный режим работы характерен для *газовых ракетных двигателей*, отличающихся хорошими динамич. характеристиками. К И. р. д. относятся также нек-рые ЭРД.

ИМПУЛЬСНЫЙ РЕЖИ́М РАБО́ТЫ ракетного двигателя ориентации (РДО) — режим работы РДО, при к-ром он включается на заданное короткое время и выключается на время запрограммированной паузы. Управляя длительностью включений и пауз между включениями РДО, формируют зависимость ср. эффективной тяги от управляющего сигнала. Напр., в КК «Союз» изменением времени включения и пауз формируется (приблизительно) линейная зависимость ср. эффективного управляющего момента РДО от сигнала системы управления ориентацией. При поро-

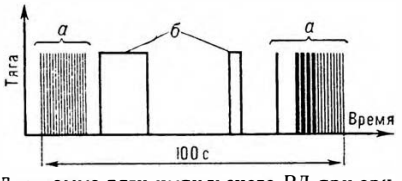


Диаграмма тяги импульсного РД при ориентации связного ИСЗ: *а* — работа в импульсном режиме; *б* — работа в стационарном режиме

говом (миним.) уровне сигнала РДО работает миним. импульсами, включаясь на доли с при длит. паузах между импульсами (см. рис.). Увеличивающемуся управляющему сигналу соответствуют закономерно изменяющиеся времена включения и пауз. При сигнале, превышающем неск. пороговых, паузы сокращаются до нуля и РДО работает непрерывно. Импульсный режим работы РДО позволяет получить широкий диапазон изменения осреднённого значения тяги без изменения собств. тяги РДО и формирующих её параметров (расхода топлива, давления наддува), что обеспечивает устойчивую работу РДО и увеличивает его надёжность, а также упрощает получение нужных переходных процессов при управлении КА.

ИМПУЛЬСНЫЙ ЯДЕРНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ, пульсирующий ЯРД — устройство, создающее тягу путём периодич. ядерных взрывов

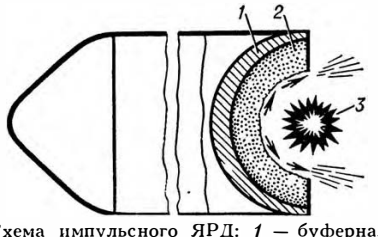


Схема импульсного ЯРД: *1* — буферная плита с амортизатором; *2* — аблирующее покрытие; *3* — взрывающийся ядерный заряд

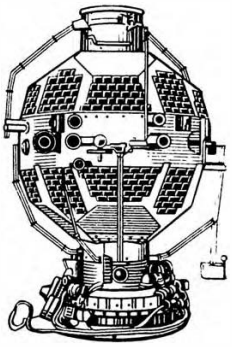
малой мощности (в неск. кг — тонн тротила), производимых вне КА или внутри тяговой камеры с интервалом от долей с до неск. с. При этом импульс образующихся при взрыве частиц непосредственно передаётся буферной плите, связанной с корпусом КА и являющейся тяговым элементом. Дополнительная тяга может создаваться за счёт абляции материала плиты или испарения жидкого рабочего тела (водорода), поступающего из бака. Осреднённый по времени уд. импульс И. я. р. д. с учётом массы расходуемых ядерных зарядов оценивается в 25 км/с и более — для ядерных зарядов с делящимся веществом и св. 50 км/с — для термоядерных. С целью увеличения этого параметра предложено использовать заряды направленного взрыва и заключать их в оболочки, при испарении к-рых создавалась бы мощная ударная волна.

И. я. р. д. разрабатывался в США в 1958—65 по проекту «Орион» (Orion), предпринятому с целью исследования возможности и целесообразности создания РН и КА, разгоняемых взрывами плутониевых бомб. Согласно расчёту, РН со стартовой массой 3000 т смогла бы доставить на Луну ~ 700 т полезного груза. Для этого потребовалось бы взорвать 800 бомб общ. массой 500 кг, а всего израсходовать 800 т рабочего тела (включая аблирующее вещество буферной плиты). В ходе разработки проекта «Орион» состоялись полёты небольшого экспериментального устройства, приводимого в движение взрывами тротиловых зарядов.

С 70-х гг. проекты И. я. р. д. связывают с использованием термоядерных зарядов. Наряду с обеспечиваемым высоким уд. импульсом эти заряды имеют и то существенное преимущество перед ядерными, что их миним. мощность не ограничена условием критичности массы. Создание И. я. р. д., в к-ром таблетки заморож. смеси (дейтерий — тритий) разогреваются до темп-ры протекания термоядерной реакции мощным лучом лазера, может оказаться более простой задачей, чем реализация *термоядерного ракетного двигателя* с реактором.

ИНГИБИ́ТОР (от лат. inhibeo — задерживаю) — вещество, замедляющее или предотвращающее течение нежелательных химических реакций. В ракетной технике применяются для уменьшения скорости коррозионного разрушения металлов компонентами ракетного топлива. Механизм действия подавляющего числа И. коррозии имеет электрохим. природу и заключается в адсорбции И. корродирующей поверхностью, в результате чего тормозятся анодные и катодные процессы. Часто применяются И., снижающие агрессивность среды путём образования на поверхности металла защитных плёнок, к-рые состоят из продуктов взаимодействия И. с топливом, металлом или продуктами его коррозии. Примерами И. коррозии для азотнокислотных окислителей могут служить фтористый водород, серная и ортофосфорная кислоты.

«ИНДЖУН» (англ. Injun, букв.— индеец) — наименование серии американских научных ИСЗ для изучения радиационной обстановки. Масса ИСЗ 18—40 кг. Корпус — неправильный многогранник с поперечным размером 0,6 м. Электропитание от СБ. Используется магнитная система ориентации. В состав науч. аппаратуры входят сцинтилляционные счётчики, счётчики Гейгера — Мюллера и др. детекторы искусств. (возникшей в результате ядерных взрывов) и естеств. радиации, магнитометры, приборы для измерения ионной концентрации в ионосфере, энергетич. спектра и углового распределения электронов и протонов, приёмники очень низкой и сверхнизкой частот для исследования электрич. и магнитных полей с использованием двух стержневых антенн длиной по 23 м. ИСЗ «И.» выводились вместе с др. ИСЗ одной РН. ИСЗ «И.-4», «И.-5» и «И.-6» получили также название *«Эксплорер»* с соответствующим порядковым номером. ИСЗ «И.-4» и «И.-5» запускались вместе с надувным ИСЗ «Эксплорер» для изучения влияния радиации на плотность верх. слоёв атмосферы.



ИСЗ «Инджун»

ИНДИВИДУА́ЛЬНАЯ РАКЕ́ТНАЯ ДВИ́ГАТЕЛЬНАЯ УСТАНО́ВКА — обеспечивает передвижение космонавта в открытом космосе. Содержит неск.

Индивидуальные ракетные двигательные установки: *а* — ручная; *б* — ранцевая

импульсных ракетных двигателей тягой 5—15 Н, установл. неподвижно в разл. направлениях. Испытаны ручные И. р. д. у., работавшие на сжатом кислороде и сжатом азоте, а также кресельная И. р. д. у. с педальным управлением (РД расположены под ступнями космонавта), ранцевая и ручная (с питанием от ранцевой), работавшие на сжатом азоте. 14 РД, смонтированных на ранце, управлялись вручную и автоматически (с целью стабилизации космонавта в пространстве). Первый проект индивидуального ракетного ЛА создал А. Ф. Андреев, получивший патент на него в 1924 по заявке 1921. Созданы И. р. д. у., работающие на перекиси водорода и смеси гидразина с водой.

ИНДИ́ЙСКАЯ ОРГАНИЗА́ЦИЯ КОСМИ́ЧЕСКИХ ИССЛЕ́ДОВАНИЙ, ИСРО (Indian Space Research Organization — ISRO) — организация, созданная в 1962 по инициативе В. *Сарабхаи* при Департаменте по атомной энергии и космосу правительства Индии (до 1969— Индийский комитет космических исследований). И. о. к. и. несёт ответственность за осуществление *космической программы Индии*, включая координацию и руководство н.-и. и опытно-конструкторскими работами в области исследования и использования космич. пространства в мирных целях, а также создание космич. техники и разл. оборудования для наземных станций. Руководящим органом является Совет, в состав к-рого входят представители разл. мин-в и ведомств. И. о. к. и. располагает своей науч. и производств. базой, имеет 4 осн. н.-и. центра. Космич. центр им. В. Сарабхаи в *Тхумбе*, разрабатывающий ракеты (в состав центра входят экваториальный ракетный полигон Тхумба, з-д по произ-ву ракетного топлива и др. орг-ции); Центр прикладных работ в области космоса в Ахмадабаде (электронное оборудование, регистрирующая аппаратура, средства спутниковой связи, приборы для дистанц. измерений); Центр по разработке и изготовлению КА в Бенгалуру, в к-ром созданы первые инд. ИСЗ — «*Ариабхата*», «*Бхаскара*» и «*Рохини*»; космодром *Шрихарикота* (в 100 км от Мадраса).

Штаб-квартира И. о. к. и. находится в Бенгалуру; её филиалы имеются в Дели и в Бомбее. Между И. о. к. и. и АН СССР 10.5.1972 подписано соглашение о сотрудничестве в исследовании и использовании космич. пространства в мирных целях.

ИНДИ́ЙСКИЕ ИСКУ́ССТВЕННЫЕ СПУ́ТНИКИ ЗЕМЛИ́ — см. *Космическая программа Индии*.

ИНДУКЦИО́ННЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — один из видов *электротермического ракетного двигателя*.

ИНЕРЦИА́ЛЬНАЯ НАВИГА́ЦИЯ — метод *навигации космической*, позволяющий определять движение КА на *активном участке* полёта с помощью установленных на нём *акселерометров*. Интегрируя измеряемые ускорения, можно определить приращение скорости КА и пройденное расстояние в некоторой инерциальной системе отсчёта. В состав системы И. н. обычно входят три акселерометра, расположенные по трём взаимно перпендикулярным направлениям, что позволяет определять полный вектор ускорения КА. Для правильного функционирования системы И. н. обычно необходима стабилизация акселерометров относительно неподвижных звёзд. Существенный недостаток И. н.— накопление ошибок вследствие *ухода* гироскопов. Поэтому при длительной работе *инерциальной системы управления* её необходимо периодически корректировать с помощью др. методов космич. навигации. На пассивных участках полёта КА, где на КА действуют лишь гравитац. силы, И. н. принципиально не может решать задачи навигации, поэтому система И. н. входит в общую *автономную навигационную систему* КА совм., напр., с системой *астрономической навигации*, позволяющей определять траекторию КА на участках его свободного полёта (см. *Астроинерциальная навигация*).

ИНЕРЦИА́ЛЬНАЯ СИСТЕ́МА ОТСЧЁТА — система отсчёта, для к-рой справедлив закон инерции (материальная точка в отсутствие действующих на неё сил покоится или движется прямолинейно и равномерно). Все И. с. о. по отношению друг к другу находятся в состоянии покоя или равномерного и прямолинейного движения. Опорные системы отсчёта (не меняющие угловую ориентацию относительно звёзд, но связанные с центром масс КА), используемые в инерциальных системах управления КА, не являются И. с. о. Они выполняют роль вспомогат. систем отсчёта, ориентированных так же, как и выбранная И. с. о., и позволяют бортовому вычислителю математич. путём строить инерциальную систему координат.

ИНЕРЦИА́ЛЬНАЯ СИСТЕ́МА УПРАВЛЕ́НИЯ — автономная система управления движением РН и КА с помощью бортовых средств, не использующих внеш. информацию (радиосигналы аппаратуры, расположенной вне РН и КА, излучение небесных тел и т. п.). Действие приборов И. с. у. основано на явлении инерции. И. с. у. выполняет построение на борту РН и КА связанной с центром масс базовой (опорной) системы координат, оси к-рой сохраняют неизменным своё положение в пространстве; измеряет *кажущееся ускорение* и *кажущуюся скорость*; вычисляет с учётом действия гравитац. сил действит. скорость и перемещения в заданной *инерциальной системе отсчёта*; управляет движением РН и КА.

Предварительно перед включением И. с. у. путём ориентации на звёзды строится бортовая опорная система координат. В момент включения И. с. у. она определяет нек-рую инерциальную систему отсчёта, неподвижную относительно звёзд. Затем работа И. с. у. связана с опорной системой координат. Вычислительное устройство И. с. у. интегрирует измеренные кажущиеся ускорение и скорость РН и КА и, учитывая расчётным путём гравитационное ускорение, определяет истинные перемещения и скорость РН и КА в инерциальной системе отсчёта и, если необходимо, угловое положение РН и КА относительно опорной системы отсчёта. Кроме того, оно формирует закон управления движением РН и КА, в соответствии с к-рым *исполнительные органы* И. с. у. производят управляющие воздействия (см. *Автомат стабилизации*). И. с. у. может быть выполнена с использованием *гироскопической стабилизированной платформы* в карданном подвесе и без использования её. В первом случае гироплатформа с размещёнными на ней измерителями линейных ускорений изолирована от вращения РН и КА и позволяет непосредственно определять кажущееся ускорение центра масс РН и КА и их угловые отклонения по отношению к опорной системе координат. Во втором случае (т. н. бесплатформенная И. с. у.) датчики линейных ускорений или скоростей и *датчики угловых скоростей* жёстко устанавливаются на корпусе РН и КА, и их показания зависят не только от движения центра масс, но и от угловых движений РН и КА вокруг центра масс. Поэтому задача определения по данным с датчиков кажущихся ускорения и скорости центра масс РН и КА, опорной системы координат, углового положения РН и КА относительно осей этой системы ложится на бортовое вычислительное устройство.

В состав И. с. у. входят: гироскопич. приборы для измерения углового положения и угловой скорости; акселерометры для измерения кажущихся линейных ускорений; *интеграторы линейных ускорений* или импульсометры для измерения кажущихся скоростей; приборы точного времени.

Недостаток И. с. у.— накопление со временем погрешностей, вызванных уходом гироскопов и ошибками акселерометров (интеграторов). Для корректировки опорной системы координат при длительных включениях требуется восстановление ориентации И. с. у. по звёздам (см. *Астрокоррекция*) или иным внеш. ориентирам. Кроме того, И. с. у. РН и КА выключают в целях экономии энергии. Перед её повторным использованием необходимо выполнить ориентацию для построения опорной системы координат. При продолжит. полётах (напр., с использованием РД малой тяги) вычисление действит. параметров движения РН и КА не может быть выполнено с высокой точностью; погрешности И. с. у. могут быть определены прямыми замерами (напр., навигац. методами). *В. А. Иванов.*

ИНЕРЦИО́ННЫЕ ИСПОЛНИ́ТЕЛЬНЫЕ О́РГАНЫ системы ориентации — *исполнительные органы*, создающие управляющие моменты за счёт сил реакции подвижных твёрдых или жидких масс, принудительно перемещаемых внутри КА. Наиболее распространены твёрдые подвижные массы (см. *Гироскопические силовые стабилизаторы*, *Реактивные маховые массы*). Преимущество И. и. о. состоит в том, что их работа не связана с затратой *рабочего тела*, запасаемого на борту аппарата. Однако способность И. и. о. противодействовать внеш. *возмущающим моментам*, приложенным к КА, ограничена (см. *Гашение кинетического момента*), и в длительно функционирующих системах ориентации И. и. о. должны комбинироваться с исполнит. органами др. типов, напр. с реактивными двигателями ориентации (см. *Реактивная система управления*) или *электромагнитными исполнительными органами*.

ИНЖЕНЕ́РНАЯ ПСИХОЛО́ГИЯ — отрасль психологии, изучающая психофизиологические возможности человека в процессе его взаимодействия с техникой, закономерности функционирования *системы «человек — машина»*. Осн. задача И. п.— адаптация технич. компонента системы «человек — машина» к психофизиологич. особенностям оператора.

В И. п. намечаются след. осн. направления: 1) разработка и обоснование требований к геометрии рабочего места и интерьеру кабин оператора; 2) определение оптимального перечня функций оператора при их распределении в сложных системах «человек — машина»; 3) изыскание оптимального вида системы отображения информации (в целом и её отд. элементов) на основе целенаправ-

ленных экспериментальных исследований, анализа структуры объекта управления и профессиограммы оператора; 4) изучение возможностей оператора регулировать в заданных диапазонах уровни контролируемых параметров и разработка на этой основе психологич. рекомендаций к построению отд. элементов ручного и полуавтоматич. управления для стационарных и подвижных установок, самолётов, КК и т. п.; 5) исследование психологич. факторов надёжности оператора как звена в контуре сложной системы управления. Это направление имеет особое значение в авиации и космонавтике, где воздействие факторов полёта может оказывать отрицательное влияние на надёжность человека и всей системы «человек — машина». Разработанным разделом И. п. является проблема изыскания оптимального вида систем и элементов отображения информации. Наиболее рациональным с точки зрения И. п. являются зрительные сигнальные устройства (приборы и сигнализаторы). Считается, что из пяти методов кодирования информации (цифрового, буквенного, геометрич., фигурного и цветового) наиболее эффективны цифровой и цветовой.

ИНИЦИА́ТОР ВОСПЛАМЕНЕ́НИЯ ТО́ПЛИВА (от позднелат. initiator — зачинатель) — компонент горючего, самовоспламеняющийся при контакте горючего с окислителем и обеспечивающий воспламенение всей топливной смеси с малой *задержкой воспламенения топлива*. Применяется в РД, работающих на несамовоспламеняющихся ракетных топливах. В качестве И. в. т. применялись гидразин и его алкилопроизводные, производные фурфурола и др. вещества.

«ИНМАРСАТ» (англ. Inmarsat, сокр. от International Maritime Satellite — международный морской спутник) — международная организация морской спутниковой связи. Образована по инициативе Межправительств. мор. консультативной орг-ции (ИМКО) для усовершенствования связи с мор. судами в целях обеспечения безопасности мореплавания и повышения эффективности управления флотом. Учредит. документы: Конвенция, подписываемая от имени правительств, и Эксплуатационное соглашение, участниками к-рого могут быть правительства или назнач. ими нац. орг-ции (государств. или частные). Руководящими органами «И.» являются Ассамблея, Совет и Директорат. Ассамблея определяет общую технич. и экономич. политику деятельности «И.». В ней представлены все члены орг-ции, каждый из которых имеет по одному голосу независимо от долевого участия, числа судов, тоннажа национального флота. Сессии Ассамблеи проводятся раз в два года. Органом, отвечающим за обеспечение космической части системы спутниковой связи, является Совет. Он состоит из представителей 22 членов «И.», 18 из к-рых определяются размерами взносов; 4 члена орг-ции представлены в Совете вне зависимости от размера их взносов с целью обеспечения в Совете принципа справедливого географич. представительства. Процедура голосования в Совете не исключает возможности применения принципа т. н. взвешенного голосования, при к-ром голоса членов Совета зависят от их долевого участия в капиталовложениях и от заявленной ими потребности в пользовании услугами системы. Наибольшее долевое участие принимают США, Великобритания, Норвегия, Япония, СССР. Совет «И.» собирается не реже грёх раз в год.

Высшее исполнит. лицо «И.» — ген. директор, назначаемый на 6 лет из числа кандидатов, предлагаемых членами орг-ции. Согласно учредит. документам, «И.» может иметь свой «космический сегмент» (спутники и командно-измерит. комплекс) или арендовать его у др. нац. или междунар. орг-ций. Земные станции, работающие со спутником, должны принадлежать гос-вам или их эксплуатац. орг-циям. Непосредств. технич. управление системой может быть поручено др. органу или орг-ции. Обеспечением «космич. сегмента» для нужд орг-ции занимается Совет и Директорат. В 1978—1980 рабочие органы «И.» разработали принципы построения системы и технич. требования к её элементам. Система строится с применением ИСЗ-ретрансляторов на геостационарной орбите. Всемирной Административной радиоконференцией выделены и закреплены радиочастоты «И.» в диапазонах 4—6 ГГц и 1,5—1,6 ГГц. Зоны обслуживания ИСЗ охватывают поверхность Земли (до 70° по широте), круглосуточно обеспечивая радиосвязью все р-ны мор. судоходства.

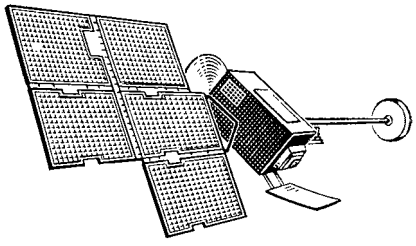
«Космич. сегмент» на нач. стадии будет компоноваться следующим образом. Для зоны Атлантич. ок. выбрана осн. точка «стояния» 26° з. д., ИСЗ «Марекс» (основной) и «Интелсат-5» (резервный). Для зоны Индийского ок.— осн. точка 63° в. д., ИСЗ «Интелсат-5» (основной) и «Марисат» (резервный). Для зоны Тихого ок. — осн. точка «стояния» 177,5° в. д., ИСЗ «Марекс». Приёмно-передающие и коммутац. функции в канале обмена информацией между судном в море и абонентом на берегу выполняют береговые станции «И.». К кон. 1984 были построены и готовы к эксплуатации станции: Саутберри и Санта-Паула (США), Ибараки и Ямагути (Япония), Эйк (Норвегия), Фучино (Италия) и др. В СССР построены станции в Одессе и в Находке. Станция Одессы обслуживает районы Атлантического и Индийского океанов, станция Находки — Тихого и Индийского океанов.

Конвенция об учреждении подписана 3.9.1976 в Лондоне представителями 15 гос-в, в т. ч. СССР, УССР и БССР, и вступила в силу 16.7.1979. Конвенция устанавливает, что её участниками могут быть все гос-ва. Штаб-квартира и Директорат «И.» находятся в Лондоне.

Для участия в Эксплуатац. соглашении об «И.» и решения связанных с этим финансовых и технико-эксплуатац. вопросов в Мин-ве мор. флота СССР создано Всесоюзное объединение «Морсвязьспутник», к-рое является самостоятельной хозрасчётной орг-цией.

В. С. Верещетин.

«ИНСА́Т-1» (англ. Insat, сокр. от Indian Satellite — индийский спутник) — наименование индийского ИСЗ для использования в региональной спутниковой системе связи, а также для метеорологических наблюдений. ИСЗ «И.-1» заказан Индией амер. фирме «Форд аэроспейс» (Ford Aerospace) и изготовлен по совм. контракту ряда инд. ведомств: Департамента по космосу, Мин-ва связи, Метеорологич. департамента и Мин-ва информации и радиовещания. Масса ИСЗ ок. 1200 кг. Он должен обеспечить: радиотелефонную связь с труднодоступными насел. пунктами (12 бортовых ретрансляторов, работающих в диапазоне С), непосредственное ТВ вещание на коллективные приёмники по 2 каналам (диапазоны С и S), метеорологич. наблюдения в видимой и ИК областях спектра (обзор территории Индии и прилегающих областей суши и океана, измерения темп-ры поверхности океана и вершин облаков, определение размеров снежного покрова, обнаружение циклонов и пр.), ретрансляцию метеоинформации от автоматич. измерит. станций (400 МГц и



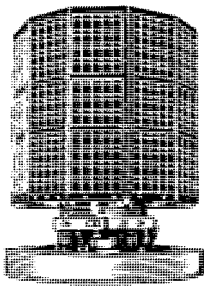
ИСЗ «Инсат-1»

диапазон С), предупреждения о стихийных бедствиях. ИСЗ «И.-1А» выведен 10.4.1982 на стационарную орбиту над 74° в. д., однако через неск. мес. прекратил работу. ИСЗ «И.-1В» выведен в эту же точку в сент. 1983. В регион. системе связи используются 7 станций: в Дели, Мадрасе, шт. Джамму и Кашмир, на Никобарских о-вах, в Порт-Блэре (Андаманские о-ва), Каравати (Лаккадивские о-ва) и в сев.-вост. части Индии.

ИНСТИТУ́Т КОСМИ́ЧЕСКИХ ИССЛЕ́ДОВАНИЙ Академии наук СССР (ИКИ) — центральное научно-исследовательское учреждение, разрабатывающее вопросы исследования космоса. Осн. в 1965. Находится в Москве. Ин-т включает отделы: астрофизики, исследования планет, исследования космич. плазмы, оптико-физич. исследований, космич. технологии, комплексов науч. аппаратуры КА, перспективного планирования и координации космич. программ, математич., центр обработки науч. информации, получаемой с КА. Имеется также ряд технич. подразделений и служб, включающих опытное произ-во, контрольно-испытат. станцию и отделы: конструкторский, технологический, технический, научно-технической информации. В Ин-те разрабатываются вопросы изучения космического пространства, планет Солнечной системы, планирования и координации этих работ; науч. аппаратура для КА; составляются и обосновываются комплексные программы космич. исследований, а также вопросы проведения науч. экспериментов в рамках междунар. сотрудничества СССР в области использования космич. пространства в мирных целях. В ИКИ ведутся исследования по ряду направлений космич. физики, включающие подготовку и проведение прикладных экспериментов, направленных на использование достижений космонавтики в интересах разл. отраслей нар. хоз-ва, в частности разрабатываются методики исследования Земли и контроля окружающей среды; проектируются средства и системы обработки науч. информации, получаемой с борта КА. ИКИ принимал участие в подготовке, испытаниях комплексов науч. приборов на КА, получении и обработке науч. информации с КА «Ореол», «Прогноз», «Космос», «Марс», «Интеркосмос», «Венера», «Луна», орбит. станций «Салют» и КК «Союз», в работах по программе ЭПАС. На базе ИКИ работают созданные Президиумом АН СССР науч. Советы по отд. направлениям космич. исследований, к-рые обсуждают перспективы работ и

вносят рекомендации по проведению экспериментов. Имеется аспирантура.

«ИНТАСАТ» (исп. Intasat, сокр. от Instituto Nacional de la Técnica Aeroespacial Satélite — спутник Национального института аэрокосмической техники) — наименование испанского ИСЗ для зондирования ионосферы и испытания полупроводниковых устройств. Масса 24,5 кг, в т. ч. масса полезного груза 3 кг. Корпус — 12-гранная призма выс. 0,45 м. Электропитание (2,77 Вт) от СБ и никель-кадмиевой батареи. Стабилизация вращением; для заданной ориентации оси вращения применена магнитная система. Зондирование атмосферы с целью определения электронной концентрации и ряда др. параметров осуществляется двумя передатчиками с выходной мощностью по 0,2 Вт, работающими на частотах 40,010 00 и 40,010 25 МГц; передатчики связаны с дипольной антенной, штыри к-рой расположены по оси вращения ИСЗ и развёртываются после выхода на орбиту. На борту ИСЗ испытываются экранированные и неэкранированные полупроводниковые устройства, у к-рых измеряется пороговое напряжение. ИСЗ «И.» выведен 15.11.1974 РН «Торад-Дельта» на орбиту с выс. в перигее 1455 км, выс. в апогее 1460 км, наклонением 101,7°; период обращения 115 мин. На борту ИСЗ предусмотрено устройство, автоматически отключающее оборудование от источников электропитания после двух лет обращения ИСЗ по орбите.



ИСЗ «Интасат»

ИНТЕГРА́ЛЫ В ЗАДА́ЧЕ ДВУХ ТЕЛ — постоянные во времени функции координат и компонент вектора скорости материальной точки, движущейся по невозмущённой кеплеровской орбите. Уравнения относит. движения в *задаче двух тел* $\frac{d^2\mathbf{r}}{dt^2} = -\frac{\mu}{r^3}\cdot\mathbf{r}$ имеют 7 первых интегралов (из них независимыми являются лишь 5). Наиболее часто применяются следующие интегралы:

$$v^2 - \frac{2\mu}{r} = h \text{ (интеграл энергии)},$$

$$[\mathbf{r}, \mathbf{v}] = \mathbf{c} \text{ (интегралы площадей)},$$

$$[\mathbf{v}, \mathbf{c}] - \frac{\mu}{r}\cdot\mathbf{r} = \mathbf{f} \text{ (интегралы Лапласа)},$$

где μ — произведение гравитац. постоянной на сумму масс двух тел, $\mathbf{r}$ — радиус-вектор точки, $\mathbf{v}$ — вектор её скорости, h — постоянная энергии, $\mathbf{c}$ — постоянный вектор, ортогональный плоскости орбиты и совпадающий по направлению с вектором кинетич. момента точки, $\mathbf{f}$ — постоянный вектор, направл. в *перицентр* орбиты и наз. *вектором Лапласа*. Указанные 7 интегралов (интеграл энергии, 3 компоненты вектора кинетич. момента и 3 компоненты вектора Лапласа) связаны между собой двумя соотношениями:

$$(\mathbf{c}, \mathbf{f}) = 0 \text{ и } f^2 = \mu + hc^2.$$

Первое из них выражает условие взаимной перпендикулярности двух векторов $\mathbf{c}$ и $\mathbf{f}$, второе связывает модули векторов $\mathbf{c}$ и $\mathbf{f}$ с полной энергией h движущейся точки.

ИНТЕГРА́ТОР ЛИНЕ́ЙНЫХ УСКОРЕ́НИЙ, датчик кажущейся скорости — прибор, определяющий *кажущуюся скорость* РН и КА. В основе И. л. у. лежит чувствит. устройство, регистрирующее *кажущееся ускорение*, напр. тарированный груз или маятник; переход к кажущейся скорости производится путём интегрирования значений кажущегося ускорения. Для осуществления этой операции в И. л. у. используют явление прецессии гироскопа (см. *Гироскопический интегратор*), явление электролиза и др. И. л. у. наряду с акселерометром — осн. тип чувствит. элементов в *инерциальных системах управления* РН и КА.

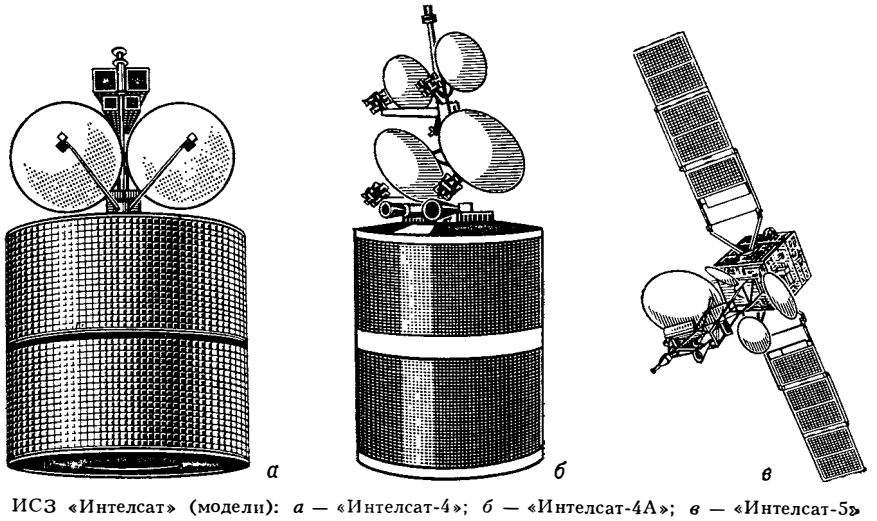
ИНТЕГРИ́РУЮЩИЙ ГИРОСКО́П — гироскоп с 2 степенями свободы относительно основания, снабжённый демпфером, к-рый осуществляет интегрирование гироскопического момента, возникающего при вращении основания. Наиболее распространены поплавковые И. г., применяемые как высокочувствительные датчики углового положения гл. обр. в прецизионных *гироскопических стабилизированных платформах*. Значит. часть совр. гироскопов высокого класса точности, обладающих уходом порядка 0,1° в 1 ч и менее, выполняется по схеме поплавкового И. г.

«ИНТЕЛСАТ» (англ. Intelsat, сокр. от International Telecommunications Satellites — международные связные спутники) — название международной организации по созданию и эксплуатации глобальной коммерческой спутниковой связи. Создана 20 авг. 1964. С 1973 наз. также «ИТСО» (англ. ITSO — сокр. от International Telecommunication Satellite Organization). В орг-цию входит св. 100 стран (1983). Общие вопросы, относящиеся к деятельности «И.», решает периодически собирающаяся ассамблея, где представитель каждой страны имеет один голос. Текущие вопросы решаются правлением, в котором представлены только те страны, чья квота (доля финансового участия) превышает 1,5%. В правление входит 27 директоров, представляющих 83 страны. Директор располагает числом голосов, пропорциональным квоте страны (или стран), к-рую он представляет. Наибольшие квоты имеют США (25,1%), Великобритания (10,8%), Франция (5,98%), Бразилия (4,23%), Япония (3,68%), ФРГ (3,16%), Италия (3%) и Испания (2,58%). Первоначально исполнит. органом «И.» была амер. корпорация «Комсат», контролируемая пр-вом США, что обусловливало доминирующее положение США в «И.». С 1973 избирается ген. секретарь, к к-рому постепенно перешла исполнит. власть. С 1.1.1979 корпорация «Комсат» от управления «И.» отстранена.

Эмблема «Интелсат»

ИСЗ связи в системе «Интелсат» постоянно совершенствуются. До 1.1.1980 использовались ИСЗ модели «Интелсат-4А», с 1980 начались запуски ИСЗ моделей «Интелсат-5» со значительно лучшими характеристиками. Наземные станции системы «Интелсат» сооружены в 96 странах (часть к-рых не является членами «И.»). Общее число эксплуатируемых станций 224 (274 антенны). «И.» обеспечивает 638 линий связи между станциями в 125 странах. По этим линиям осуществляются телефонная (12 000 двухсторонних каналов), телеграфная и телетайпная связь, передача цифровой информации и ретрансляция ТВ программ. Все данные приведены по состоянию на нач. 1980-х гг.

«ИНТЕЛСАТ» — наименование серии ИСЗ на стационарной орбите для глобальной коммерческой системы связи международной организации *«Интелсат»*. Созданы модели «И.-1», «И.-2», «И.-3», «И.-4», «И.-4А», «И.-5» (и её разновидности); в разработке находится модель «И.-6». «И.» разрабатываются амер. фирмами с нек-рым участием западноевроп. и японских фирм. Характеристики отд. моделей указаны в табл. Общим для всех моделей (кроме «И.-5») является использование цилиндрич. корпуса, на одном из днищ к-рого смонтирован антенный блок, а на противоположном днище — РДТТ для перевода ИСЗ с переходной орбиты на стационарную. На орбите такой ИСЗ стабилизируется вращением; антенный блок на моделях «И.-3», «И.-4» и «И.-4А» снабжён системой противовращения. На боковой поверхности корпуса смонтированы СБ. Для электропитания



ИСЗ «Интелсат» (модели): *а* — «Интелсат-4»; *б* — «Интелсат-4А»; *в* — «Интелсат-5»

в период захода ИСЗ в тень Земли служат аккумуляторные батареи. В системе ориентации и коррекции стационарной орбиты используются микродвигатели, работающие на продуктах разложения перекиси водорода (модели «И.-1» и «И.-2») или гидразина (модели «И.-3», «И.-4» и «И.-4А»).

ИСЗ модели «И.-5» имеет корпус кубич. формы. Антенный блок включает 4 антенны с параболич. отражателями диам. 0,96—2,44 м и 2 рупорные антенны. Электропитание от СБ и аккумуляторных никель-кадмиевых батарей. В трёхосной системе ориентации используются маховики, а в качестве исполнит. органов — микродвигатели, работающие на продуктах разложения гидразина. Эти же микродвигатели служат для коррекции стационарной орбиты. Бортовой РДТТ способен обеспечить приращение скорости до 1,8 км/с. С 1980 выводятся на стационарную орбиту ИСЗ модели «И.-5», «И.-5А», с 1981— «И.-5В», «И.-5С», с 1982 — последующие модели «И.-5» (см. приложение III); с 1986 начнутся запуски модели «И.-6». ИСЗ моделей «И.-1» — «И.-3» запускались РН «Торад-Дельта», моделей «И.-4,-4А» — «Атлас-Центавр»; модели «И.-5» выводят на орбиты РН «Атлас-Центавр» и «Ариан» («И.-G»), предполагается также использование для этой цели МТКК «Спейс шаттл».

Ряд стран арендует каналы ИСЗ «И.» для использования в региональных системах связи, обслуживающих терр. этих стран. *Д. Ю. Гольдовский.*

«ИНТЕРКО́СМОС» — Совет по международному сотрудничеству в области исследования и использования космического пространства при АН СССР. Образован в 1966 для координации работ мин-в, ведомств, науч. учреждений и пром. орг-ций СССР по осуществлению сотрудничества с др. странами в исследовании и использовании космич. пространства в мирных целях. В Совет входят представители АН СССР, Мин-ва иностр. дел СССР, Мин-ва связи СССР, Мин-ва здравоохранения СССР, Госкомгидромета и др. мин-в, ведомств, а также науч. и технич. руководители наиболее крупных международ. проектов по исследованию и освоению космоса. При Президиуме АН СССР создан постоянный рабочий аппарат Совета.

Эмблема «Интеркосмоса»

Совм. работы в области изучения и освоения космоса проводятся Сов. Союзом на основе межправительств. и межведомств. соглашений со мн. социалистич. странами, Индией, Францией, США, Швецией, Австрией и др. странами. С 1970 наименование «И.» присвоено также программе многостороннего сотрудничества 9 социалистич. стран (НРБ, ВНР, ГДР, Республика Куба, МНР, ПНР, СРР, СССР и ЧССР) в исследовании и использовании космич. пространства в мирных целях. В 1979 к ним присоединилась СРВ. Для координации работ, выполняемых по этой программе, в этих странах созданы нац. координац. органы; нек-рые из них именуются комитетами (комиссиями, советами) «И.». См. также ст. *Космические программы социалистических стран.*

«ИНТЕРКО́СМОС» — наименование серии ИСЗ, используемых для проведения совместных экспериментов по программам сотрудничества социалистических стран в изучении физических свойств верхней атмосферы Земли и околоземного космического пространства, а также в исследованиях Земли из космоса. Первый спутник этой серии («И.-1») был запущен 14.10.1969. По назначению и направленности программ науч. экспериментов спутники серии «И.» можно условно разделить на следующие виды: солнечные — «И.-1, -4, -7, -11, -16, -Коперник-500»— для исследований УФ и рентгеновского излучений Солнца, спорадич. солнечного радиоизлучения; ионосферные — «И.-2, -8, -12, -19, -Болгария-1300» и магнитосферные — «И.-3, -5, -6, -10, -13, -14, -17, -18» — для изучения процессов, происходящих в верхней атмосфере Земли, низкочастотных электромагнитных излучений, динамики *радиационного пояса Земли*, космич. лучей сверхвысоких энергий, а также электромагнитной связи магнитосферы с ионосферой (ИСЗ «И.-6» имел возвращаемый на Землю отсек с науч. аппаратурой); «И.-20, -21» — для исследования Земли (суши, Мирового океана и атмосферы).

ИСЗ «И.» созданы на базе одной из модификаций унифициров. спутника серии «*Космос*» и отличаются друг от друга системами ориентации, источниками питания и радиотелеметрич. системами. ИСЗ «И.» состоит из герметичного цилиндрич. корпуса, выполненного из алюм. сплава, и двух полусферич. днищ. Науч. аппаратура размещается в верхней полусфере; в цилиндрич. отсеке располагается служебная аппаратура; в нижней полусфере находятся системы энергопитания. На поверхности цилиндрич. части крепятся панели СБ, блоки солнечных датчиков, исполнит. органы системы ориентации и антенно-фидерные устройства. Датчики науч. аппаратуры располагаются на верхней полусфере ИСЗ или снаружи цилиндрич. части корпуса на спец. штангах. Масса ИСЗ «И.» от 200 до 1300 кг. ИСЗ «И.-15» (запущен 19.6. 1976) — КА нового типа, предназнач. для осуществления широких науч. исследований (последующие ИСЗ «И.», за исключением «И.-16», на базе этого КА). Во время полёта ИСЗ «И.-15» были испытаны новые системы и агрегаты спутника, в т. ч. созданная специалистами ВНР, ГДР, ПНР, СССР и ЧССР телеметрич. система (ЕТМС), позволяющая обеспечивать приём науч. информации с борта ИСЗ «И.» на наземных приёмных пунктах, располож. на терр. социалистич. стран, участвующих в совм. экспериментах в космосе. (ЕТМС устанавливалась также на «И.-18» и «И.-19».) От спутника «И.-18» был отделён чехосл. малый науч. спутник «*Магион*». Цель совм. автономного полёта этих ИСЗ — проведение исследований пространств. структуры низкочастотных электромагнитных полей в околоземном космич. пространстве. Одновременно со спутниковыми экспериментами осуществляются согласованные измерения на ионосферных и солнечных обсерваториях стран — участниц сотрудничества.

На ИСЗ «И.-20, -21» начались испытания экспериментальной телеметрич. системы сбора и передачи науч. информации, созданной специалистами ВНР, ГДР, СРР, СССР и ЧССР и предназнач. для сбора информации с наземных и мор. измерит. пунктов (буёв) и передачи её через центральную станцию приёма потребителям. Эксперименты, проведённые на ИСЗ серии «И.», дали важные науч. результаты в области физики Солнца, верхней атмосферы, ионосферы и магнитосферы Земли. См. вкл. XII, XIII.

«ИНТЕРКО́СМОС-БОЛГА́РИЯ-1300» — наименование ИСЗ для комплексных исследований физических процессов, происходящих в ионосфере и магнитосфере Земли (эксперимент, подготовл. болгарскими и советскими специалистами, посвящён 1300-летию образова-

Основные характеристики моделей ИСЗ «Интелсат»

Параметры	«Интелсат-1»	«Интелсат-2»	«Интелсат-3»	«Интелсат-4»	«Интелсат-4А»	«Интелсат-5»
Масса, кг	68	162	293	1385	1515	1870—1900
Диаметр корпуса, м	0,72	1,42	1,42	2,38	2,38	—
Высота корпуса, м	0,60	0,67	1,04	5,28	6,97	6,5
Мощность, обеспечиваемая солнечными батареями, Вт	46	100	120	540	600—700	1320
Число ретрансляторов	2	1	2	12	20	27
Ширина полосы каждого ретранслятора, МГц	25	125	225	36	36	80 (у 20), 40 (у 5) и 240 (у 2)
Общая ширина полосы, МГц	50	125	450	432	720	2280
Частота приёма передачи, ГГц	4/6	4/6	4/6	4/6	4/6	4/6 и 11/14
Ширина диаграммы направленности антенны, град.	18	18	18	18 и 4,5	18 и 4	—
Коэффициент усиления антенны, дБ	6	10	17	31	31	—
Эффективная/излучаемая мощность, дБ·Вт	11,5	16,5	23	22,5 (18°) 33,7 (4,5°)	22 (18°) 29 (4°)	—
Пропускная способность (число каналов двусторонней радиотелефонной связи)	240	240	1200	4000	6250	12 000
Пропускная способность (число каналов цветного телевидения)	1	1	4	12	20	27
Расчётная продолжительность активного существования ИСЗ, годы	1,5	3	5	7	7	7

Запуски ИСЗ серии «Интеркосмос»

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты: высота в апогее, км	высота в перигее, км	наклонение, град	период обращения, мин	Основные результаты научных экспериментов	Страны-участницы
«Интеркосмос-1»*	14.10.1969	640	260	48,4	93,4	Обнаружена поляризация рентгеновского излучения Солнца. Изучено распределение кислорода в верхней атмосфере Земли	ГДР, СССР, ЧССР
«Интеркосмос-2»	25.12.1969	1200	206	48,4	98,5	Получены данные о глобальном распределении электронной темп-ры и ионной концентрации. Обнаружена ночная экваториальная ионосферная аномалия на выс. 1000 км	НРБ, ГДР, СССР, ЧССР
«Интеркосмос-3»	7.8.1970	1320	207	49	99,8	Получены данные о составе и спектрах заряженных частиц на нижней границе радиац. поясов, а также о спектрах низкочастотных электромагнитных излучений	СССР, ЧССР
«Интеркосмос-4»*	14.10.1970	668	263	48,5	93,6	Получены рентгеновские спектры высокого разрешения многозарядных ионов в солнечных вспышках	СССР, ГДР, ЧССР
«Интеркосмос-5»	2.12.1971	1200	205	48,4	98,5	Получены данные о процессах взаимодействия заряженных частиц и низкочастотных электромагнитных излучений в плазмосфере. Экспериментально обнаружено, что уход электронов из ионосферы происходит в результате циклотронного резонанса частиц и низкочастотных шумов	СССР, ЧССР
«Интеркосмос-6»	7.4.1972	256	203	51,8	89	Получены данные о характеристиках взаимодействия ядер первичных космич. лучей высоких энергий с атомными ядрами фотоэмульсии. Обнаружен процесс коллективного взаимодействия нуклонов сталкивающихся ядер. Впервые зарегистрировано взаимодействие частицы с энергией 10 ПэВ	ВНР, МНР, ПНР, СРР, СССР, ЧССР
«Интеркосмос-7»*	30.6.1972	568	267	48,4	92,6	Получены данные о динамике и рентгеновском спектре мощных протонных вспышек	ГДР, СССР, ЧССР
«Интеркосмос-8»	1.12.1972	679	214	71	93,2	Получены данные о субавроральной ионосфере северного и южного полушария, концентрации и темп-ре ионосферных электронов и концентрации ионов	НРБ, ГДР, СССР, ЧССР
«Интеркосмос-Коперник-500»	19.4.1973	1551	202	48,5	102,3	Получены данные о спорадическом радиоизлучении Солнца, параметрах ионосферы Земли и радиошумах ионосферной плазмы. Обнаружена нерегулярная структура всплесков радиоизлучения Солнца в диапазоне частот 3—6 МГц	ПНР, СССР
«Интеркосмос-10»	30.10.1973	1477	265	74	102	Получены данные о флуктуациях электрич. поля, спектра низкочастотного излучения, а также темп-ре и концентрации электронов в ионосферной плазме	ГДР, СССР, ЧССР
«Интеркосмос-11»* (запуск ИСЗ посвящён 250-летию Академии наук СССР)	17.5.1974	526	484	50,7	94,5	Получены данные о распределении озона в верхней атмосфере Земли	ГДР, СССР, ЧССР
«Интеркосмос-12»	31.10.1974	708	264	74,1	94,1	Получены данные о концентрации электронов и положительных ионов, электронной темп-ре и ионном составе в ионосфере Земли, а также о микрометеорах	НРБ, ВНР, ГДР, СРР, СССР, ЧССР
«Интеркосмос-13»	27.3.1975	1714	296	83	104,9	Получены данные о процессах взаимодействия заряженных частиц и низкочастотных электромагнитных излучений в магнитосфере Земли	СССР, ЧССР
«Интеркосмос-14»	11.12.1975	1707	345	74	105,3	Получены данные об электрич. и магнитной составляющих низкочастотных электромагнитных излучений, распределении концентрации и темп-ры заряженных частиц, интегральном содержании электронов в ионосферной плазме	НРБ, ВНР, СССР, ЧССР
«Интеркосмос-15»	19.6.1976	521	481	74	94,6	Получены данные о работе агрегатов и систем спутника, в т. ч. телеметрич. системы, созданной специалистами социалистич. стран	ВНР, ГДР, ПНР, СССР, ЧССР
«Интеркосмос-16»*	27.7.1976	523	465	50,6	94,4	Получены данные о рентгеновском и УФ сцектрах в период минимума солнечной активности	ГДР, СССР, ЧССР, Швеция
«Интеркосмос-17»	24.9.1977	519	468	83	94,4	Получены данные по спектрам и распределению энергичных заряженных частиц солнечного и магнитосферного происхождения в период высокой солнечной активности	ВНР, СРР, СССР, ЧССР
«Интеркосмос-18»	24.10.1978	768	407	83	96,4	Получены данные о переменных и постоянных электрич. и магнитных полях, характеристиках тепловой плазмы в верхней ионосфере Земли, а также данные о низкочастотных электромагнитных излучениях при одновр. измерениях на «И.-18» и «Магионе»	ВНР, ГДР, ПНР, СРР, СССР, ЧССР
«Интеркосмос-19»	27.2.1979	996	502	74	99,8	Получены данные о волновых процессах в ионосфере Земли в период высокой солнечной активности, потоках электронов, электронной темп-ре, интенсивности осн. атмосферных излучений в видимой области спектра	НРБ, ВНР, ГДР, ПНР, СССР, ЧССР
«Интеркосмос-20»	1.11.1979	523	467	74	99,4	Получены данные по методикам и технич. средствам изучения океана и атмосферы Земли, системе сбора и передачи информации, магнитному полю Земли	ВНР, ГДР, СРР, СССР, ЧССР
«Интеркосмос-21»	6.2.1981	520	475	74	94,5	Научная аппаратура предназначена для изучения атмосферной плазмы и высокоэнергетич. потоков заряжённых частиц, постоянных и переменных электрич. и магнитных полей, свечения высоких слоёв атмосферы в УФ и видимой областях спектра	ВНР, ГДР, СРР, СССР, ЧССР
«Интеркосмос-Болгария-1300»	7.8.1981	906	825	81,2	101,9	То же	НРБ, СССР

* Общим результатом научных экспериментов, проведённых на «солнечных» спутниках, явилось получение данных о динамике, спектре и поляризации рентгеновского излучения Солнца. По измерениям поглощения солнечного коротковолнового излучения определены плотность и состав верхней атмосферы Земли, а также содержание в ней аэрозолей.

Н. А. Фролова.

ния болгарского государства). ИСЗ, созданный на базе ИСЗ «*Метеор*-2», выполнен в виде цилиндра со сферич. днищами, по обеим сторонам к-рого симметрично расположены 2 панели солнечных батарей (в нерабочем состоянии панели сложены в виде пакетов). В комплекс науч. аппаратуры ИСЗ входили: многоканальный оптич. электрофотомер, анализатор низкоэнергетичных ионов и электронов, измеритель дрейфа ионов, УФ фотометр, приборы для измерения темп-ры и концентрации электронов, измеритель параметров ионной компоненты плазмы, счётчик протонов и др. приборы, изготовленные в НРБ. ИСЗ запущен 7.8.1981. Параметры орбиты: выс. в апогее 960 км, выс. в перигее 825 км, период обращения 101,9 мин, наклонение 81,2°. См. также табл. при ст. «*Интеркосмос*».

«ИНТЕРКО́СМОС-КОПЕ́РНИК-500» — наименование ИСЗ для исследования радиоизлучения Солнца в диапазоне частот 0,6—6,0 МГц и характеристик ионосферы Земли (эксперимент, подготовл. польскими и советскими специалистами, посвящён 500-летию со дня рождения Н. *Коперника*). В комплекс науч. аппаратуры спутника входили: радиоспектрограф, разработанный и изготовленный в ПНР; низкочастотный и высокочастотный зонды, разработанные и изготовленные в СССР. Приём информации, поступавшей с борта спутника, осуществляли приёмные станции СССР и ЧССР. Астрофизич. и геофизич. обсерватории социалистич. стран в период эксперимента проводили синхронные наблюдения за Солнцем в разл. диапазонах длин волн и состоянием ионосферы Земли. ИСЗ запущен 19.4.1973. Параметры орбиты: выс. в апогее 1551 км, выс. в перигее 202 км, период обращения 102,3 мин, наклонение 48,5°. См. также табл. при ст. «*Интеркосмос*».

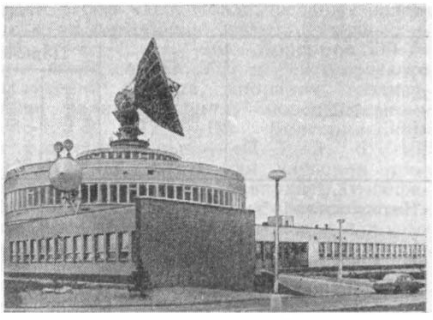
«ИНТЕРСПУ́ТНИК» — международная организация и система спутниковой связи. Учредители «И.»— 9 социалистич. стран (НРБ, ВНР, ГДР, Республика Куба, МНР, ПНР, СРР, СССР и ЧССР) — 15.11.1971 подписали в Москве

Эмблема «Интерспутника»

соглашение о создании «И.», к-рое вступило в силу после его ратификации 12.7. 1972 и было зарегистрировано в ООН. «И.» создан для удовлетворения потребностей стран в обмене радио и ТВ программами, телефонной и телеграфной связи и передаче других видов информации. Юридич. и технич. основы «И.» были разработаны в рамках сотрудничества социалистич. стран в области освоения и использования космич. пространства в мирных целях по программе «*Интеркосмос*». Деятельность «И.» осуществляется на основе уважения суверенитета и независимости гос-в, равноправия, невмешательства во внутр. дела, а также взаимной помощи и взаимной выгоды. Для создания наиболее благоприятных условий деятельности «И.» на территориях стран — участниц сотрудничества представителями пр-в этих стран 20.9. 1976 подписано многостороннее соглашение о правоспособности, привилегиях и иммунитетах «И.». Членом «И.» может стать пр-во любого гос-ва, признавшее цели и принципы деятельности «И.» и принявшее на себя обязательства, вытекающие из указанного соглашения. В 1979—84 членами «И.» стали Афганистан, Лаос, НДРЙ, СРВ, Сирия, КНДР.

«И.» координирует свою деятельность с Междунар. союзом электросвязи, а также сотрудничает с др. междунар. орг-циями по вопросам междунар. регламентации (использование частотного спектра и применение норм на каналы связи) и эксплуатации спутников связи. «И.» заключил ряд междунар. соглашений, в т. ч. с Советом Экономической Взаимопомощи, странами — участницами программы «Интеркосмос» и Междунар. орг-цией радиовещания и телевидения (ОИРТ); в этих соглашениях определены конкретные области и формы сотрудничества по вопросам, представляющим взаимный интерес. Руководит деятельностью «И.» Совет, в состав к-рого входит по одному представителю (имеет один голос) от каждого члена орг-ции. Совет на ежегодных сессиях рассматривает вопросы общей политики, утверждает планы создания, эксплуатации и развития системы связи, определяет технич. требования на земные станции и даёт разрешение на включение земных станций в систему связи, утверждает план распределения каналов и определяет тариф за передачу единицы информации, выбирает ген. директора и утверждает структуру и штаты дирекции, а также рассматривает др. вопросы. Постоянный исполнительный и административный орган «И.» — дирекция, к-рая находится в Москве. Ген. директор представляет «И.» по всем вопросам, вытекающим из соглашения. Штат дирекции комплектуется из граждан гос-в, правительства к-рых являются членами «И.», с учётом профессион. компетенции и справедливого географич. представительства. Для контроля финансово-хозяйственной деятельности организации создана ревизионная комиссия, состав к-рой утверждается Советом. Финансирование деятельности «И.» осуществляется в соответствии с бюджетом, утверждаемым Советом на каждый календарный год. Покрытие расходов, которые имеют, в основном, адм.-хоз. характер, производится за счёт долевых взносов членов в бюджет «И.». В дальнейшем предусмотрено создание уставного фонда и переход к коммерческой эксплуатации системы связи. Размер долевого участия членов «И.» в образовании уставного фонда будет определён пропорционально степени использования ими каналов связи.

Междунар. система связи через ИСЗ включает в качестве своих осн. компонентов *космический комплекс* и *земные станции*. Космич. комплекс является собственностью «И.» или арендуется им у своих членов. Земные станции являются собственностью построивших их гос-в. Система связи «И.» работает через ИСЗ Сов. Союза на условиях аренды. В системе связи используются два сов. спутника «*Горизонт*» (имеют междунар. регистрац. индекс «Стационар»), выведенные на геостационарную орбиту в точки 14° з. д. (Атлантический регион) и 53° в. д. (Индийский регион). На каждом из этих спутников «И.» использует по два ствола-ретранслятора, один — для телефонной связи и передачи др. видов информации, другой — для передачи программ ТВ со звуковым сопровождением. Каналы системы связи «И.» используются наряду с членами «И.» и др. странами. Тарифы за использование каналов в системе «И.» не превышают среднемирового уровня (при передаче ТВ за использование космич. комплекса тарифы составляют 40 золотых франков за минуту передачи, при телефонии — 1250 золотых франков в месяц за симплексный канал). Тарифы за использование земных станций приняты равными тарифам за космич. комплекс.



Земная станция системы «Интерспутник» (ЧССР)

В системе связи «И.» работают 14 земных станций (на 1.1.1984), семь из к-рых находятся в Европе (НРБ, ВНР, ГДР, ПНР, СССР — 2, ЧССР), пять в Азии (Афганистан, Ирак, Лаос, МНР, СРВ) и по одной в Центральной Америке (Республика Куба) и Северной Африке (Алжир). Ведётся стр-во земных станций в Ираке, Ливии, Никарагуа и в ряде др. стран. Типовая земная станция «И.» оборудована двухзеркальной антенной с диаметром осн. зеркала 12 м. Использование антенн сравнительно небольших размеров значительно снижает стоимость и сроки стр-ва станции.

Перспективным планом развития системы связи «И.» предусматривается освоение новых стволов-ретрансляторов на спутниках «Горизонт» и внедрение нового усовершенствованного оборудования на земных станциях, что позволит увеличить ёмкость передаваемой информации и повысить качество и надёжность работы системы связи. *В. П. Романцов.*

ИНТЕРЬЕ́Р (от франц. intérieur — внутренний) кабины обитаемого космического аппарата — внутренняя предметно-пространственная организация *обитаемого отсека*, обеспечивающая необходимые условия существования и психоэстетический комфорт экипажу в условиях космического полёта. И. должен создавать обстановку для работы и отдыха. Требования к И.: целесообразность, экономичность, пропорциональность, масштабность, эстетичность. Средства создания и придания выразительности И.— освещение, окраска, текстура, фактура, пропорции, ритм, гармония. В организации И. немаловажное значение имеет принцип функциональности, обеспечивающий удобство, безопасность и эффективность существования с учётом специфических условий космич. полёта. В кабине оборудуются спец. сиденья, фиксаторы, поручни, гнёзда. Общий вид и конструктивные особенности И. определяются длительностью полёта, функциональным назначением (рабочие, бытовые), характером эксплуатации (для индивидуального пользования — каюты, для коллективного — кают-компании).

Для организации И. важны проблемы разрешения пространства и «психологи-

ческого климата». Первая включает вопросы его образования, соотношения минимально необходимого и «избыточного» пространства и размещения людей в условиях продолжит. совместного существования. «Психологический климат» призван смягчить воздействие изоляции, недостатка пространства, монотонности и пр.

ИНФОРМАЦИО́ННОЕ ОБЕСПЕ́ЧЕНИЕ автоматизированной системы управления КА — совокупность единой системы проектной, технической и эксплуатационной документации, используемой для обеспечения управления КА и эксплуатации средств *наземного автоматизированного комплекса управления*.

ИНФРАКРА́СНАЯ АППАРАТУ́РА для геофизических исследований — аппаратура, устанавливаемая на ракетах и ИСЗ для получения качественных и количественных характеристик поля ИК излучения Земли. Впервые была применена в СССР для исследования ИК излучения Земли в области длин волн 0,8—40 мкм при подъёме геофиз. ракеты АН СССР 27.8.1958 на выс. 500 км. И. а. представляет собой оптико-электронно-механич. устройство, позволяющее производить пространств. и спектральное выделение излучения в определённых углах и отд. участках спектра, преобразовывать это излучение в электрич. сигнал, усиливать его и с помощью телеметрии передавать на Землю. Часто в И. а. для расширения области обзора и изучаемого спектрального интервала применяется сканирование по пространству и по спектру. Наиболее распространён в И. а. дифференциальный метод регистрации (измеряется разность потоков Земля — космос), в к-ром устраняются помехи от собств. излучения приёмника. Достигнутая чувствительность И. а. позволяет выделять углы до 0,1° и участки спектра шир. 0,1—1 мкм в области 0,8—40 мкм при погрешности регистрации 1—3%. С помощью И. а., установленной на геофиз. ракетах АН СССР, а также ИСЗ «Космос-45» и «Космос-65», в 1958 — 68 была изучена структура поля ИК излучения ионосферы Земли. На ИСЗ «Космос-149» с помощью И. а. были измерены потоки излучения одновременно с ТВ изображением облачности, что позволило определить темп-ру подстилающей поверхности, а также темп-ру и высоту верх. границы облаков. Начиная с ИСЗ «Космос-122» в этой серии, а также на ИСЗ «Нимбус» применяется И. а. для получения ИК изображений облачных систем в первом случае в спектральном интервале 8—12 мкм, во втором — 3,5—4,4 мкм (см. также *Метеорологическая космическая система*).

Результаты геофиз. исследований ИК излучения Земли используются при создании И. а. для управления и ориентации ИСЗ в пространстве. С этой целью на ИСЗ устанавливаются ИК *датчики горизонта*. *М. Н. Марков.*

ИНФРАКРА́СНАЯ ВЕРТИКА́ЛЬ — оптико-электронный прибор КА, использующий для построения местной вертикали инфракрасное *излучение планеты*. Вертикаль определяется как направление на геометрич. центр диска планеты, видимого с КА в ИК лучах. И. в. выполняется в виде балансного датчика (рис. 1) с позиционными полями зрения. Вертикаль строится путём сравнения сигналов, поступающих с противоположных полей зрения (*1*, *3* и *2*, *4*). Иногда эти поля делаются узкими и не неподвижными, а совершающими колебат. движения по заданному закону. Сигналы с них поступают в момент пересечения узким полем зрения линии горизонта. Способ построения вертикали осуществляется сканирующим *датчиком горизонта* путём вращения его поля зрения вокруг оси КА, совмещаемой с вертикалью (конич. сканирование). При этом поле зрения датчика перемещается по кромке планеты (рис. 2). И. в. используется для поиска планеты, построения местной вертикали и поддержания ориентации на центр планеты. Построение вертикали выполняется И. в. над освещённой и неосвещённой Солнцем поверхностью. В последнем случае прибор воспринимает только собств. ИК излучение планеты. Погрешности построения вертикали обусловлены несферичностью планеты, влиянием облачного покрова, неодинаковостью суммарного потока собств. и диффузно отражённого солнечного излучения различных участков планеты, попаданием солнечного света в приёмники И. в. Для парирования возмущений прибор обычно дополняется блоками помехозащиты.

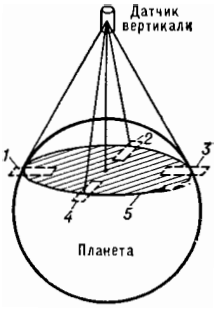


Рис. 1. Инфракрасная вертикаль: *1* — *4* — поля зрения датчиков горизонта; *5* — линия горизонта

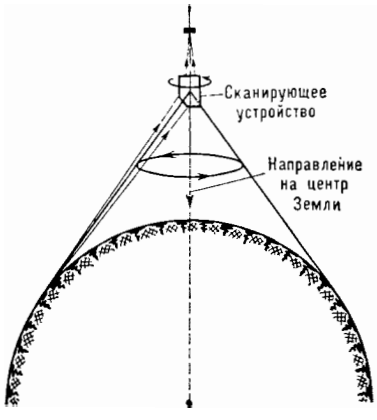


Рис. 2. Инфракрасная вертикаль с коническим сканированием

ИОНИ́ТЫ, ионообменники, ионообменные сорбенты — твёрдые, практически нерастворимые вещества, способные к ионному обмену благодаря наличию в них ионогенных групп. По хим. природе И. бывают неорганическими (минеральными) и органическими, по происхождению — природными и синтетическими. К природным И. относятся *цеолиты*, глины, апатиты и т. д.; они отличаются невысокой обменной ёмкостью. Наибольшее применение нашли синтетич. И. (*ионообменные смолы*), характеризующиеся высокой ёмкостью, хим. устойчивостью и механич. прочностью; они представляют собой синтетич. полимеры с сетчатой пространств. структурой. В СЖО обитаемых КА И. используются для регенерации воды из продуктов жизнедеятельности человека и отходов биотехнич. систем, при очистке воды, образующейся вследствие конденсации паров атмосферы кабины, а также при дополнит. очистке жидкостей, получающихся в результате функционирования регенерационных установок.

ИО́ННЫЙ ДА́ТЧИК ОРИЕНТА́ЦИИ — *датчик позиционный* нек-рых систем ориентации искусственных спутников (ИС), воспринимающий встречный поток заряженных частиц (ионов) в верхних слоях атмосферы планеты, вблизи к-рой движется ИС, и определяющий угловые отклонения одной из осей ИС от направления потока.

ИО́ННЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — один из видов *электростатического ракетного двигателя*.

ИОНОЗО́НД — радиотехническое устройство для определения действующих высот отражения радиоволн от *ионосферы* на фиксированных частотах или в непрерывном диапазоне частот, критических частот ионосферы и высотного распределения электронной концентрации. И. состоит из импульсного ВЧ передатчика, приёмника, электроннолучевого индикатора, синхронизирующих и калибрующих устройств и источников питания. Задающий генератор передатчика обычно является гетеродином приёмника, чем достигается сопряжение настроек приёмника и передатчика. Наибольшее распространение получили панорамные И., в которых задающий генератор плавно изменяет частоту настройки приёмно-передающего устройства в диапазоне от 1 до 20 МГц за 10—30 с, а на экране индикатора получается ионограмма (рис. 1), или так называемая высотно-частотная характеристика ионосферы.

Высоту до отражающей области ионосферы определяют по времени запаздывания отражённого сигнала относительно излучённого, предполагая, что радиоволны распространяются по всему пути со скоростью света. В результате определяется не истинная, а кажущаяся высота отражения — т. н. действующая высота, т. к. скорость распространения радиоволн в области отражения меньше скорости света и зависит от показателя преломления ионосферы.

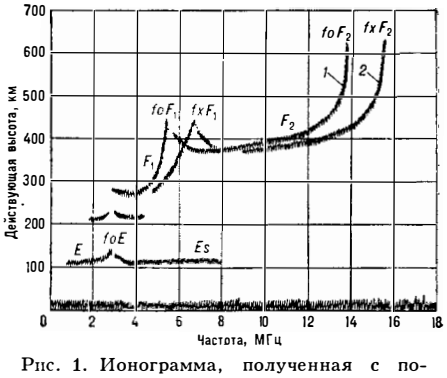


Рис. 1. Ионограмма, полученная с помощью панорамного наземного ионозонда: *1* — обыкновенная волна; *2* — необыкновенная волна

Наземные И. дают характеристику ниж. части ионосферы до её главного максимума. Для исследования внеш. ионосферы (выше 250—300 км) И. помещают на ИСЗ с достаточно высокой орбитой (рис. 2). Разработаны методы преобразования действующей высоты в истин-

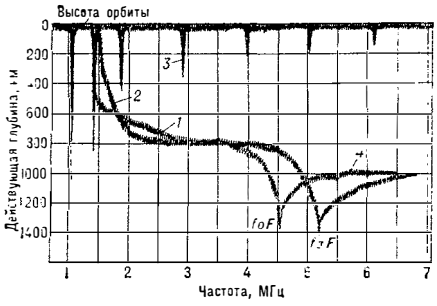


Рис. 2. Ионограмма, полученная с помощью ионозонда, помещённого на ИСЗ: *1* — обыкновенная волна; *2* — необыкновенная волна; *3* — плазменный резонанс; *4* — уровень Земли

ную, т. е. получения истинного распределения электронной концентрации по высоте.

ИОНООБМЕ́ННЫЕ СМО́ЛЫ — синтетические высокомолекулярные (полимерные) *иониты*. Отличаются высокой поглотит. способностью, механич. прочностью, хим. устойчивостью и большой гидрофильностью. И. с. используют на обитаемых КА в системах регенерации газовой среды и воды для её обессоливания, очистки конденсата атм. влаги для удаления органич. веществ. И. с., предварительно насыщ. соответствующими минеральными веществами, использовались в качестве почвенного субстрата на орбит. станции «Салют-4» для выращивания растений в космосе.

ИОНОСФЕ́РА (от ионы и греч. sphaira — шар) — ионизированная часть *атмосферы верхней*; расположена выше 50 км. Верх. границей И. является внеш. часть *магнитосферы* Земли. И. представляет собой природное образование разрежённой слабоионизованной плазмы, находящейся в магнитном поле Земли и обладающей благодаря высокой электрической проводимости специфическими свойствами, определяющими характер распространений в ней радиоволн и разл. возмущений. Из-за наличия И. связь на радиолинии «Земля — космос» возможна с помощью радиоволн, частота к-рых (в зависимости от состояния И.) превышает 5—30 МГц. Волны с меньшими частотами отражаются И., и поэтому возможна радиосвязь между наземными пунктами, удалёнными на большие расстояния.

Первые предположения о существовании высоко над Землёй электропроводящего слоя высказывались в связи с исследованием магнитного поля Земли и атмосферного электричества (К. Гаусс, 1839; У. Томсон, 1860; Б. Стюарт, 1878). Вскоре после открытия А. С. Поповым радио (1895) А. Кеннелли в США и О. Хевисайд в Великобритании почти одновременно (в 1902) высказали предположение, что распространение радиоволн за пределы прямой видимости обусловлено их отражением от электропроводящего слоя, располож. на выс. 100—300 км. Науч. исследования И. были начаты в 20-х гг., когда применили наземные *ионозонды* и, посылая с Земли короткие радиосигналы с разл. длиной волны, наблюдали их отражения от соответствующих областей И. Англ. учёным У. Эклсом был предложен механизм взаимодействия заряж. частиц и радиоволн (1912), сов. учёный М. В. Шулейкин (1923) пришёл к выводу о существовании в И. не менее 2 слоёв, англ. учёный С. Чепмен (1931) построил теорию простого слоя, в первом приближении описывающую И. Большой вклад внесли работы сов. учёных Д. А. Рожанского, М. А. Бонч-Бруевича, А. Н. Щукина, С. И. Крючкова, англ. учёных Дж. Лармора, Э. Эплтона и др.

Наблюдения на мировой сети станций позволили получить глобальную картину изменения И. Было установлено, что концентрация ионов и электронов в И. распределена по высоте неравномерно: имеются области, или слои, где она достигает максимума (рис. 1). Таких слоёв в И. несколько; они не имеют резко выраж. границ, их положение и интенсивность регулярно изменяются в течение дня, сезона и 11-летнего солнечного цикла. Верх. слой F соответствует гл. максимуму ионизации И. Ночью он поднимается до выс. 300—400 км, а днём (преим. летом) раздваивается на слои F_1 и F_2 с максимумами ионизации на выс. 160—200 км и 220—320 км. На выс. 90—150 км находится область E, а ниже 90 км область D. Слоистость И. обусловлена резким изменением по высоте условий её образования.

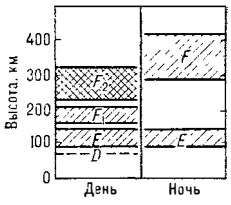


Рис. 1. Схема вертикального строения ионосферы

Применение сначала ракет, а потом и ИСЗ позволило получить более надёжную информацию о верхней атмосфере, непосредственно измерить ионный состав (при помощи масс-спектрометра) и осн. физ. характеристики И. (темп-ру, концентрацию ионов и электронов) на всех высотах, исследовать источники ионизации — интенсивность и спектр коротковолнового ионизующего излучения Солнца и разнообразных корпускулярных потоков. Это позволило объяснить регулярные изменения в И. При помощи ИСЗ, несущих на борту ионозонды, удалось исследовать верх. часть И., расположенную выше максимума слоя F и поэтому недоступную для изучения наземными ионосферными станциями.

Было установлено, что темп-ра и электронная концентрация n_e в И. резко растут до области F (см. табл. и рис. 2); в верх. части И. рост темп-ры замедляется, а n_e выше области F уменьшается с высотой сначала постепенно (до выс. 15—20 тыс. км — до т. н. плазмопаузы), а потом более резко, переходя к низким концентрациям n_e в межпланетной среде.

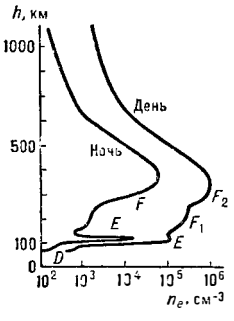


Рис. 2. Типичное распределение по вертикали электронной концентрации n_e в ионосфере. Буквами отмечено положение различных областей

Наряду с использованием ракет и ИСЗ получили успешное развитие новые наземные методы исследования, особенно важные для изучения ниж. части И. (области D); методы частичного отражения и перекрёстной модуляции; измерения поглощения космич. радиоизлучения разных частот риометрами; исследования поля длинных и сверхдлинных радиоволн, а также метод наклонного и возвратно-наклонного зондирования. Большое значение имеет метод обратного некогерентного (томпсоновского) рассеяния, основанный на принципе радиолокации, когда посылают в И. короткий мощный импульс радиоизлучения, а затем принимают слабый рассеянный сигнал, растянутый во времени в зависимости от расстояния до точки рассеяния. Этот метод позволяет измерять не только распределение n_e до очень больших высот (1000 км и выше), но даёт также темп-ру электронов и ионов, ионный состав, регулярные и нерегулярные движения и др. параметры И.

Образование ионосферы. В И. непрерывно протекают процессы ионизации и рекомбинации. Наблюдаемые в И. концентрации ионов и электронов есть результат баланса между скоростью образования их в процессе ионизации и скоростью уничтожения за счёт рекомбинации и др. процессов.

Осн. источником ионизации И. днём является коротковолновое излучение Солнца с длиной волны λ короче 103,8 нм, однако важны также и корпускулярные потоки, галактические и солнечные *космические лучи* и др. Каждый тип ионизующего излучения оказывает наибольшее действие на атмосферу лишь в определённой области высот, соответствующих его проникающей способности. Так, напр., мягкое коротковолновое излучение Солнца с $\lambda = 8{,}5$—$91{,}1$ нм бо́льшую часть ионов образует на высотах 120—200 км (но действует и выше), тогда как более длинноволновое излучение с $\lambda = 91{,}1$—$103{,}8$ нм вызывает ионизацию на высотах 95—115 км, т. е. в области E, а рентгеновское излучение с λ короче 8,5 нм — в верхней части области D на высотах 85—100 км. В нижней части области D, ниже 60—70 км днём и ниже 80—90 км ночью, ионизация осуществляется т. н. галактич. космич. лучами.

Процессом, обратным ионизации, является процесс рекомбинации. Скорость исчезновения ионов в И. характеризуется эффективным коэф. рекомбинации α', к-рый определяет значение n_e и его изменения во времени. Напр., когда известен источник ионизации, т. е. скорость образования ионов в 1 м^3 в 1 с — (q), то $n_e = \sqrt{q/\alpha'}$. Значение α' для разл. областей И. различны (см. табл.).

Состав ионосферы. Под воздействием ионизующих излучений в И. происходят сложные физико-хим. процессы, к-рые можно подразделить на три типа: ионизацию, ионно-молекулярные реакции и рекомбинацию, соответствующие трём стадиям жизни ионов: их образованию, превращениям и уничтожению. В разных областях И. каждый из этих процессов проявляется по-своему, что приводит к различию ионного состава по высоте. Так, днём на выс. 85—200 км преобладают положит. молекулярные ионы NO^+ и O^+_2, выше 200 км в области F — атомные ионы O^+, а выше 600—1000 км — протоны H^+. В ниж. части области D (ниже 70—80 км) существенно образование комплексных ионов гидратов типа $(H_2O)_n$ H^+, а также отрицат. ионов, из к-рых наиболее стабильны ионы NO^-_2 и NO^-_3. Отрицат. ионы наблюдаются лишь в области D.

Характеристики ионосферных слоёв. Закономерности изменения параметров И. — степень ио-

Значения характеристик областей ионосферы

Область ионосферы	D	E	F_1	F_2 (зима)	F_2 (лето)
Средняя высота максимума, км	70	110	180	220—280	250—320
Температура, К	220	270	800—1500	1000 — 2000	
Электронная концентрация n_e, м$^{-3}$:					
день					
при максимальной солнечной активности	10^3	$3\cdot10^{11}$	$5\cdot10^{11}$	$25\cdot10^{11}$	$8\cdot10^{11}$
при минимальной солнечной активности	$2\cdot10^8$	$1{,}5\cdot10^{11}$	$3\cdot10^{11}$	$6\cdot10^{11}$	$2\cdot10^{11}$
ночь	10^7	$3\cdot10^9$	—	$\sim10^{11}$	$3\cdot10^{11}$
Эффективный коэффициент рекомбинации α', м$^3\cdot$с$^{-1}$	10^{-12}	10^{-13}	$3\cdot10^{-14}$	$2\cdot10^{-16}$	10^{-16}

низации, или n_e, ионный состав и эффективный коэф. рекомбинации различны в разных областях И.; это обусловлено в первую очередь значит. изменением по высоте концентрации и состава нейтральных частиц верхней атмосферы.

В области D наблюдаются наиболее низкие $n_e<10^9$ м$^{-3}$. От всей остальной части И. область D отличается тем, что наряду с положит. ионами в ней наблюдаются отрицат. ионы, к-рые определяют мн. свойства области D.

При переходе ото дня к ночи в области D концентрация электронов n_e резко уменьшается и соответственно уменьшается поглощение радиоволн, поэтому раньше считали, что ночью слой D исчезает. В момент солнечных вспышек на освещённой стороне земной поверхности сильно возрастает интенсивность поступающего от Солнца рентгеновского излучения, увеличивающего ионизацию области D, что приводит к увеличению поглощения радиоволн, а иногда даже к полному прекращению радиосвязи,— т. н. внезапное ионосферное возмущение (Делинджера эффект). Продолжительность таких возмущений обычно 0,3—1,5 ч. Более длительные и более значительные поглощения бывают на высоких широтах (т. н. поглощения в полярной шапке — ППШ). Повыш. ионизация тут вызывается солнечным корпускулярным излучением (в осн. протонами с энергией в 5—20 МэВ), к-рые способны проникнуть в атмосферу до высот 50—90 км только в районах магнитных полюсов (полярных шапок). Длительность явлений ППШ достигает иногда неск. сут.

Область И. на выс. 100—200 км, включающая слои E и F_1, отличается наиболее регулярными изменениями. Это обусловлено тем, что именно здесь поглощается осн. часть коротковолнового ионизующего излучения Солнца. Фотохим. теория, уничтожающая теорию простого слоя ионизации, хорошо объясняет все регулярные изменения n_e и ионного состава в течение дня и в зависимости от уровня солнечной активности. Ночью из-за отсутствия источников ионизации в области 125—160 км значение n_e сильно уменьшается, однако в области E на выс. 100—120 км обычно сохраняется довольно высокая концентрация электронов $n_e=(3—30)\cdot10^9$ м$^{-3}$. О природе источника ночной ионизации в области E мнения расходятся.

На высотах 100—120 км (области D и E) часто наблюдают кратковрем. необычайно узкие слои повыш. ионизации (т. н. спорадические слои E_s), состоящие в осн. из ионов металлов Mg^+, Fe^+, Ca^+ и др. За счёт E_s возможно дальнее распространение ТВ передач.

Концентрация ионов O^+ становится больше 50% выше уровня 170—180 км днём и выше 215—230 км утром, вечером и ночью. Выше и ниже этого уровня условия образования И. совершенно различны. Днём ниже этого уровня образуется слой F_1, к-рый регулярно наблюдается на ионограммах преим. летом и в осн. при низкой активности Солнца, а в максимуме активности зимой он вообще не наблюдается. Выше указанного уровня создаются благоприятные условия для образования области F_2.

Поведение гл. максимума ионизации, или области F, является очень сложным, оно коренным образом отличается от поведения областей E и F_1. Так, хотя в ср. электронная концентрация в слое F_2 определяется солнечной активностью, но ото дня ко дню она сильно изменяется. Максимум n_e в суточном ходе бывает сдвинут относительно полудня, при этом сдвиг зависит от широты, сезона и даже долготы. Сезонной аномалией наз. необычное увеличение n_e зимой по сравнению с летним сезоном. В экваториальной области до полудня имеется один, а после полудня и ночью — два максимума n_e, располож. на геомагнитных широтах $\pm15°$ (экваториальная или геомагнитная аномалия). На высоких широтах также обнаружено необычное поведение области F и, в частности, образование узкой зоны пониженной ионизации, идущей параллельно зоне полярных сияний, где наблюдается повыш. ионизация. Всё это говорит о том, что помимо солнечного излучения изменения n_e в области F определяются рядом геофизических факторов.

Высота гл. максимума И. ($h^{max}F$) в ср. широтах сев. полушария изменяется в течение суток сложным образом (рис. 3), глубоко спускаясь утром и достигая максимума вблизи полуночи. Высота слоя F зимой ниже (кривая I), чем летом

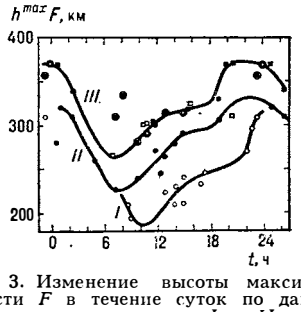


Рис. 3. Изменение высоты максимума области F в течение суток по данным ракетного зондирования: I и II — зима и лето при низкой активности Солнца; III — при высокой активности Солнца

(кривая II), а при высокой активности Солнца (кривая III) выше, чем при низкой (кривые I и II).

Изучение И. продолжает развиваться в двух направлениях — с точки зрения её влияния на распространение радиоволн и исследования физико-хим. процессов, происходящих в ней. Совр. теория позволила объяснить и распределение ионов с высотой, и эффективный коэф. рекомбинации. Ставится задача построения единой глобальной динамич. модели И. Осуществление такой задачи требует сочетания теоретич. и лабораторных исследований с методами непосредственных измерений на ракетах и ИСЗ и систематич. наблюдений И. на сети наземных станций.

Так же как на Земле, на Венере и Марсе под действием ионизующего излучения Солнца образуются свои И. В их исследования большой вклад внесли сов. учёные, к-рые впервые обнаружили существование ночной И. на Марсе. И. Марса и Венеры расположены на разл. высотах над поверхностью, но на уровнях верхней атмосферы, соответствующих по плотности условиям на Земле. В отличие от земной И. на Марсе нет слоя F вследствие низкой концентрации кислорода в атмосфере, а на Венере из-за отсутствия магнитного поля. Изучение И. др. планет способствует лучшему пониманию земной И.

Г. С. Иванов-Холодный.

Ракетные исследования ионосферы. Методы исследования И. с помощью ракет и ИСЗ условно делятся на прямые и косвенные. С помощью прямых методов определяют концентрацию электронов и ионов, темп-ру, состав, плазменные частоты И. и т. п. При косвенных методах параметры И. определяются по её воздействию на к.-л. процесс — распространение радиоволн, торможение ИСЗ и др.

К прямым методам можно отнести: зонды Ленгмюра разл. конструкций (т. н. ловушки заряж. частиц для определения локальной электронной и ионной концентрации и темп-ры); масс-спектрометры для определения состава и массы ионов, а также ионной темп-ры; импеданс-зонды для определения электронной концентрации около ракеты или ИСЗ по изменению сопротивления электрически короткой антенны, погружённой в плазму; измерение плазменной частоты, где определяется локальная электронная концентрация.

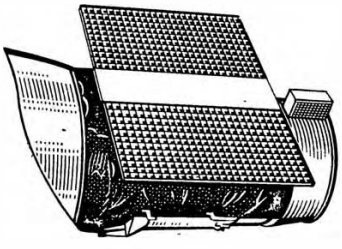
К косвенным методам относятся: зондирование И. ионозондами; метод радиовосхода и радиозахода ИСЗ, когда определяется ср. ход зависимости электронной концентрации n_e от высоты над поверхностью Земли; измерения на когерентных частотах (*Доплера эффект*) разности доплеровских смещений частот (определение локальной и интегральной электронной концентрации); радиолокац. или оптич. наблюдение за искусственно созданным облаком повыш. ионизации путём выброса из ракет легко ионизирующихся или светящихся газов (определение скорости и направления ветров, плотности атмосферы, темп-ры и др.); анализ спектра *атмосфериков свистящих* и НЧ излучения И.; измерение амплитуды и фазы поля излучения наземных длинноволновых передатчиков (определение частоты столкновений электронов с др. частицами в области D).

«ИРАС» (англ. IRAS, сокр. Infra-Red Astronomical Satellite — спутник для астрономических исследований в инфракрасных лучах) — наименование американско-нидерландского ИСЗ для наблюдений астрономических объектов в инфракрасных лучах. С помощью этого ИСЗ надеются обнаружить и картировать $\sim10^7$ источников ИК излучения. Масса ИСЗ 990 кг, в т. ч. теле-

Дж. Ирвин

А. М. Исаев

скопа —700 кг. Длина ИСЗ 3,5 м, диам. 2 м, электропитание от СБ (общая площадь 4,5 м²). Трёхосная система ориентации использует 6 солнечных датчиков грубой ориентации, один двухосный датчик точной ориентации, датчики прохождения звёзд, датчик земного горизонта и трёхосный магнитометр, а в качестве исполнит. органов — маховики и связанные с магнитометром индукционные катушки для разгрузки маховиков. На ИСЗ устанавливается ИК телескоп (рабочий диапазон 10—200 мкм) с холодильной установкой на жидком гелии, спектрометр (8—30 мкм) и фотометр (до 300 мкм). ИСЗ «И.» выведен 26.1.1983 амер. РН



ИСЗ «ИРАС»

«Торад-Дельта» на круговую полярную орбиту выс. ~900 км с наклонением 99°; период обращения 103 мин.

ЙРВИН (Irwin) Джеймс (р. 1930) — космонавт США, полковник ВВС в отставке. В 1951 окончил Военно-мор. академию США, получив степень бакалавра военно-мор. наук, а в 1957 — Мичиганский ун-т, получив учёную степень магистра наук по авиации, астронавтике и приборостроению. Служил в разл. частях ВВС США. В 1961 окончил школу лётчиков-испытателей ВВС, а в 1963 — школу по подготовке пилотов для аэрокосмич. исследований. С 1966 в группе космонавтов НАСА. 26 июля — 7 авг. 1971 совм. с Д. *Скоттом* и А. *Уорденом* совершил полёт на Луну в качестве пилота лунной кабины КК «Аполлон-15». Лунная кабина с И. и Скоттом совершила посадку на Луну в р-не борозды Хэдли и горной цепи Апеннин (вост. граница Моря Дождей) 31.7.1971. На Луне И. пробыл 66 ч 54 мин, включая 3 выхода на её поверхность общей длительностью 18 ч 35 мин. При передвижении по Луне космонавты пользовались луноходом. Полёт продолжался 12 сут 7 ч 11 мин 53 с. Чл. Ассоциации ВВС США. Награждён золотой медалью НАСА «За выдающиеся заслуги», золотой медалью Мира (ООН). С 1972 в отставке. Председатель Совета христианской организации евангелистов (Колорадо-Спрингс, штат Колорадо).

«ИРСС» (англ. IRSS, сокр. от Indian Remote Sensing Satellite — индийский спутник для дистанционных измерений)— наименование индийского спутника для исследований природных ресурсов. Масса (по проекту) 600 кг. Электропитание от СБ, система ориентации трёхосная. ИСЗ должен быть оснащён многодиапазонными датчиками с высокими характеристиками и, возможно, средствами для получения изображений в ИК лучах. Разрешающая способность аппаратуры 50—60 м. ИСЗ «ИРСС» должен быть выведен в 1986 РН собственного производства на низкую солнечно-синхронную орбиту.

ИСА́ЕВ Алексей Михайлович (1908—1971) — советский конструктор, специалист в области ракетных двигателей, доктор техн. наук (1959), Герой Социалистич. Труда (1956). Чл. КПСС с 1951. После окончания в 1932 Моск. горного ин-та работал на крупнейших новостройках и в проектных орг-циях страны. С 1934 в авиац. пром-сти; работая в КБ В. Ф. Болховитинова, И. совм. с А. Я. *Березняком* спроектировал и построил опытный ракетный самолёт-истребитель *БИ*-1 (1942). С 1942 разрабатывал ЖРД; с 1944 — главный конструктор КБ. И. в 1946 впервые применил на ЖРД плоские головки с шахматным расположением однокомпонентных форсунок, позволившие получить высокую полноту сгорания топлива. Такая конструкция головки нашла широкое применение в ракетном двигателестроении.

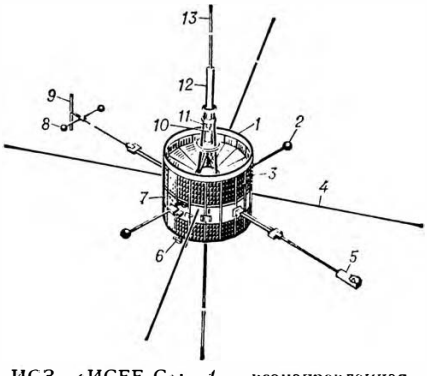
В 1950—52 под рук. И. впервые в СССР были созданы ГГ, работавшие на двухкомпонентном ракетном топливе с большим избытком горючего или окислителя. ГГ такого типа нашли применение в вытеснит. системах подачи топлива (жидкостном аккумуляторе давления), для привода турбин ТНА и наддува топливных баков, а также в РД замкнутых схем, предложенных И. В 1950 на головке камеры ЖРД по предложению И. впервые начали применять антипульсационные перегородки, позволившие во многих случаях устранить высокочастотные колебания давления в камере. В 1957 И. применил неразъёмные (сварные) соединения агрегатов двигателя, завершив эту работу созданием первого цельносварного ЖРД. Под рук. И. созданы ЖРД и ДУ для ракетной и космич. техники, в т. ч. для КК «Восток», «Восход» и «Союз», КА серий «Луна», «Марс», «Венера», «Зонд», «Молния», «Полёт», «Космос», орбит. станций «Салют» и др. Ленинская пр. (1958), Гос. пр. СССР (1948, 1968). Награждён 4 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции и медалями. Именем И. назв. кратер на Луне.

«ИСЕЕ» (англ. ISEE, сокр. от International Sun-Earth Explorer — международный «Эксплорер» для изучения солнечно-земных связей) — название совместной программы США и организации ЕСА по изучению солнечно-земных связей, а также трёх ИСЗ, запускаемых в рамках этой программы для проведения одновременных исследований взаимодействия солнечного ветра с земной магнитосферой в различных областях околоземного пространства.

ИСЗ «ИСЕЕ-А», изготовл. НАСА, аналогичен амер. ИСЗ типа «ИМП» (см. «*Эксплорер*»). Масса ИСЗ 340 кг, масса науч. аппаратуры 89 кг, потребляемая ею мощность 76 Вт. Корпус — цилиндр, электропитание от СБ. Стабилизация вращением (~20 об/мин). Пропускная способность телеметрич. системы 4—16 кбит/с. ИСЗ выведен 22.10.1977 РН «Торад-Дельта» на орбиту с выс. в перигее 280 км и выс. в апогее 138 000 км, наклонением 28,73°; период обращения ~57,5 ч.

ИСЗ «ИСЕЕ-В», изготовл. ЕСА, выведен вместе с ИСЗ «ИСЕЕ-А» той же РН на аналогичную орбиту. Расстояние между двумя ИСЗ на орбите может регулироваться в диапазоне от 100 до 5000 км в зависимости от программы экспериментов. Масса ИСЗ «ИСЕЕ-В» 166 кг, масса науч. аппаратуры 28 кг, потребляемая ею мощность 27 Вт. Корпус — цилиндр длиной 1,14 м и диаметром 1,12 м. Электропитание от СБ. Стабилизация вращением (~20 об/мин). Пропускная способность телеметрич. системы 2—8 кбит/с.

Либрационный спутник «ИСЕЕ-С», изготовл. НАСА, запущен 12.8.1978 РН «Торад-Дельта» и 21.11.1978 выведен на орбиту выс. 150 000 км вокруг точки либрации L_1 системы Земля — Солнце (см. *Либрационные точки*). Орбита лежит в плоскости, проходящей через L_1 и перпендикулярной линии, соединяющей центры масс Земли и Солнца. Масса спутника «ИСЕЕ-С» 469 кг, масса науч. аппаратуры 97 кг, потребляемая ею мощность 57 Вт. Корпус — цилиндр. Электропитание от СБ. Стабилизация вращением (20 об/мин). Ориентацию оси вращения и коррекции орбиты обеспечивают микродвигатели, работающие на продуктах разложения гидразина. Пропускная способность телеметрич. системы 0,06—2 кбит/с.



ИСЗ «ИСЕЕ-С»: *1* — всенаправленная антенна; *2* — балансировочная штанга; *3* — солнечная батарея; *4* — антенна для регистрации излучений радиодиапазона; *5* — гелиевый магнитометр; *6* — микродвигатель; *7* — отсек научных приборов; *8* — антенна для измерения параметров электрического поля; *9* — индукционная катушка; *10* — спектрометр рентгеновского излучения солнечного происхождения, *11* — комплект детекторов; *12* — малонаправленная антенна диапазона S; *13* — антенна для регистрации излучений радиодиапазона

На ИСЗ «ИСЕЕ» предусмотрены исследования электрических и магнитных полей, космических лучей, плазмы, волн в плазме, рентгеновского излучения, излучения радиодиапазона, энергетич. частиц.

Д. Ю. Гольдовский.

«ЙСКРА» — наименование советского ИСЗ для коротковолновой радиолюбительской связи и проведения научно-технических экспериментов. Масса ИСЗ 35 кг. Представляет собой параллелепипед со сторонами 28,3 × 34 × 65 см. Питание от СБ и хим. батарей. Запущен РН «Союз» (вместе с ИСЗ «Метеор-природа») 10.7.1981 и выведен на орбиту с выс. в перигее 611 км, выс. в апогее 688 км, наклонением 97,9°; период обращения 97,6 мин. «И.-2» выведен на орбиту

1

2

Памятные платы с изображением государственных флагов, гербов, эмблем «Интеркосмоса» и международных пилотируемых полётов (располагались на полётных костюмах и скафандрах космонавтов): **1** — СССР — ЧССР; **2** — СССР — ПНР.

1

2

Памятные платы с изображением государственных флагов, гербов, эмблем «Интеркосмоса» и международных пилотируемых полётов (располагались на полётных костюмах и скафандрах космонавтов): **1** — СССР — ГДР; **2** — СССР — НРБ.

1

2

Памятные платы с изображением государственных флагов, гербов, эмблем «Интеркосмоса» и международных пилотируемых полётов (располагались на полётных костюмах и скафандрах космонавтов): **1** — СССР — ВНР; **2** — СССР — СРВ.

1

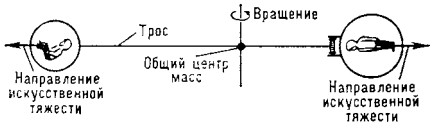
2

Памятные платы с изображением государственных флагов, гербов, эмблем «Интеркосмоса» и международных пилотируемых полётов (располагались на полётных костюмах и скафандрах космонавтов): **1** — СССР — Республика Куба; **2** — СССР — МНР.

17.5.1982 с выс. в перигее 342 км, выс. в апогее 357 км, наклонением 51,6°; период обращения 91,3 мин. «И.-3» отделён от орбит. станции «Салют-7» (экипаж А. Н. *Березовой*, В. В. *Лебедев*) и выведен на орбиту 18.11.1982 с выс. в перигее 350 км, выс. в апогее 365 км, наклонением 51,6°; период обращения 91,5 мин.

ИСКУ́ССТВЕННАЯ КОМЕ́ТА» — наименование первых искусственных натриевых облаков, образованных при пусках советских высотных ракет и РН в 1958—59. (См. *Искусственное облако*.)

ИСКУ́ССТВЕННАЯ ТЯ́ЖЕСТЬ — обеспечивает комфорт и условия существования, приближающиеся к земным, экипажу КК, находящемуся в длительном полёте, и облегчает запуск бортовых ЖРД. Кратковременно И. т. можно



создать включением РД, сообщающих ускорение центру масс КК; такой метод используют для обеспечения надёжного запуска мощных ЖРД (перед включением гл. ЖРД на нек-рое время включают малые вспомогат. двигатели). В течение длит. времени полёта И. т. можно создать путём вращения КК вокруг одной из его осей; центробежные силы инерции, развивающиеся в удалённых от оси вращения отсеках КК, оказывают действие, аналогичное естеств. тяжести; впервые проверено на *биологическом искусственном спутнике Земли* «Космос-782». Возможны и др. способы создания И. т.: путём вращения двух КК, соединённых тросом, вокруг общего центра масс (в этом случае И. т. легко регулируется изменением длины соединит. троса). Для получения желательного комфорта длина троса должна быть значительной. См. также ст. *Невесомость*.

ИСКУ́ССТВЕННОЕ О́БЛАКО в космическом пространстве или верхней атмосфере — образуется путём выброса с борта КА или исследовательской ракеты паров нек-рых элементов (натрия, бария). Пары, находящиеся в И. о. в атомарном состоянии, интенсивно рассеивают солнечный свет определ. длины волны, соответствующей спектральной линии данного элемента, напр. для натрия $\lambda = 589$ нм (т. н. резонансная флуоресценция). Это позволяет, используя спец. светофильтры, наблюдать спец. И. о. на больших расстояниях, даже на сравнительно ярком фоне неба. При этом И. о. является мощным источником света (при массе паров натрия 1 кг мощность излучения составляет ~7 тыс. кВт). И. о. создаются с целью исследования физ. свойств космич. пространства и верхней атмосферы, в некоторых случаях — для оптич. траекторных измерений. Наблюдения расширения и смещения И. о. позволяют судить о параметрах межпланетной среды и характере взаимодействия облака с солнечным ветром. Эксперименты со светящимися И. о. внутри магнитосферы Земли позволяют измерять электрич. и магнитное поле, а также параметры верхней атмосферы. Первые натриевые И. о. получили назв. «искусственные кометы». В сент. 1958 на выс. 430 км была создана искусственная комета при полёте одной из сов. высотных иссл. ракет; определена плотность верхней атмосферы по расплыванию паров натрия (скорости диффузии). В космич. пространстве искусственная комета впервые была образована при полёте сов. КА «Луна-1» (3.1.1959). На расстоянии 113 тыс. км от Земли яркость её соответствовала 6-й звёздной величине. 12.9.1959 искусственная комета была образована при полёте КА «Луна-2» на расстоянии ~150 тыс. км; её яркость была равна 4—5-й звёздной величине; продолжительность видимости 5—6 мин. Для образования искусственной кометы на борту последней ступени РН имелось устройство — испаритель, обеспечивающий испарение 1 кг натрия в течение 5—7 с и выброс натриевого облака. Для фотографирования натриевых И. о. была создана спец. светосильная аппаратура — фотографич. и электронно-телескопич. (с электронно-оптич. преобразователями), И. о. наблюдались мн. астрономич. станциями СССР, на ряде станций были сфотографированы.

Позднее в разл. странах были проведены эксперименты по созданию бариевых И. о. на выс. от 200 до неск. десятков тыс. км и осуществлялось наблюдение за ними с целью исследования электрич. и магнитного поля в околоземном космич. пространстве. Большая часть их создана при пусках высотных ракет, нек-рые образованы при полётах ИСЗ, напр. при запуске ИСЗ «ХЕОС-1» в марте 1969 было образовано И. о. на выс. св. 80 тыс. км.

ИСКУ́ССТВЕННЫЕ СПУ́ТНИКИ ВЕНЕ́РЫ (ИСВ) — КА, выведенные на орбиты вокруг Венеры; движение ИСВ определяется гл. обр. притяжением планеты. Первые ИСВ — сов. КА «Венера-9» (запущена 8.6.1975) и «Венера-10» (запущена 14.6.1975); вышли на орбиту соответственно 22 и 25 окт. 1975 (см. «*Венера*»). Эти ИСВ оснащены: системой управления и ориентации с астродатчиками и бортовой ЦВМ; системами дальней радиосвязи, электропитания с СБ, терморегулирования; ТДУ, обеспечивающей переход с межпланетной траектории на орбиту ИСВ; науч. аппаратурой.

Задачи запуска: ретрансляция на Землю сигналов со спускаемых аппаратов, опустившихся на невидимое с Земли полушарие Венеры, и проведение науч. исследований космич. пространства в окрестностях Венеры. За двое суток до посадки на планету от КА были отделены спускаемые аппараты, а сами КА (с оставшейся массой 2231 и 2230 кг) переведены на *пролётные траектории*, а затем выведены на орбиты ИСВ с параметрами: выс. в апоцентре 112 200 км («Венера-9») и 113 900 км («Венера-10»), выс. в перицентре 1510 км и 1620 км, наклонение орбит к плоскости венерианского экватора 34° 10′ и 29° 30′, периоды обращения 48 ч 18 мин и 49 ч 28 мин соответственно. С помощью науч. аппаратуры с орбиты ИСВ исследовались: спектры заряженных частиц и вариации магнитного поля ионосферы и атмосферы, концентрация электронов в ионосфере; определялись темп-ра и давление по высоте, темп-ра верх. границы облаков, отражательные способности облаков в ИК, УФ и оптич. областях спектра; изучалось свечение ночного неба Венеры. Выполнялось фотографирование облачного покрова Венеры фототелевиз. камерами в видимых лучах и в ближней УФ области спектра. Третий ИСВ — амер. КА «Пионер-Венера-1» (запущен 20.5.1978); вышел на орбиту вокруг Венеры 4.12.1978. Четвёртый и пятый ИСВ — сов. КА «Венера-15» и «Венера-16», вышедшие на орбиту вокруг Венеры соответственно 10 и 14 окт. 1983.

ИСКУ́ССТВЕННЫЕ СПУ́ТНИКИ ЗЕМЛИ́ (ИСЗ) — КА, выведенные на орбиты вокруг Земли для решения научных и прикладных задач. Запуск первого ИСЗ, ставшего первым искусств. небесным телом, созданным человеком, был осуществлён в СССР 4.10.1957 и явился результатом достижений в области ракетной техники, электроники, автоматич. управления, вычислит. техники, небесной механики и др. разделов науки и техники (см. *Первые советские искусственные спутники Земли*). С помощью аппаратуры, установленной на ИСЗ, впервые была измерена плотность *атмосферы верхней* (по изменениям орбиты), исследованы особенности распространения радиосигналов в *ионосфере*, проверены теоретич. расчёты и осн. технич. решения, связанные с выведением ИСЗ на орбиту. 1.2.1958 на орбиту был выведен первый амер. ИСЗ «*Эксплорер*-1», а несколько позже самостоят. запуски ИСЗ произвели и др. страны: 26.11.1965— Франция (спутник «А-1»), 11.2.1970— Япония («Осуми»), 24.4.1970 — КНР («Чайна-1»), 28.10.1971 — Великобритания («Просперо»), 18.7.1980 — Индия («Рохини»). Нек-рые спутники, изготовленные в Канаде, Франции, Италии, Великобритании и др. странах, запускались (с 1962) с помощью амер. РН. С помощью сов. РН на орбиты ИСЗ выводились спутники Индии, Франции, ЧССР и др. стран. В практике космич. исследований широкое распространение получило междунар. сотрудничество. Так, в рамках науч.-технич. сотрудничества социалистических стран запущен ряд ИСЗ. Первый из них — «*Интеркосмос*-1» — был выведен на орбиту 14.10. 1969.

Общие сведения об ИСЗ. В соответствии с междунар. договорённостью космич. аппарат называется спутником, если он совершил не менее одного оборота вокруг Земли. При несоблюдении этого условия он считается ракетным зондом, проводившим измерения вдоль баллистич. траектории, и не регистрируется как спутник. Последние ступени РН, головные обтекатели и нек-рые др. детали, отделяемые от ИСЗ при выводе на орбиту, представляют собой вторичные орбитальные объекты; их обычно не называют спутниками, хотя они обращаются по околоземным орбитам и в ряде случаев служат объектами наблюдений для науч. целей. В зависимости от задач, решаемых с помощью ИСЗ, их подразделяют на научно-исследовательские и прикладные. Если на спутнике установлены радиопередатчики, та или иная измерит. аппаратура, импульсные лампы для подачи световых сигналов и т. п., его наз. активным. Пассивные ИСЗ предназначены обычно для наблюдений с земной поверхности при решении нек-рых науч. задач (к числу таких ИСЗ принадлежат спутники-баллоны, достигающие в диаметре неск. десятков м). Научно-исследовательские ИСЗ служат для исследований Земли, др. небесных тел, космич. пространства, биол. и др. исследований. К их числу относятся, в частности, *геофизические искусственные спутники Земли*, *геодезические искусственные спутники Земли*, *исследовательские искусственные спутники Земли* и др. Прикладными ИСЗ являют-

ся *связные искусственные спутники Земли*, *метеорологические искусственные спутники Земли*, ИСЗ для исследования земных ресурсов, *навигационные искусственные спутники Земли*, спутники технич. назначения (для исследования воздействия космич. условий на материалы, для испытаний и отработки бортовых систем), *военные искусственные спутники Земли* и др. На нек-рых ИСЗ устанавливается аппаратура, позволяющая решать и н.-и., и прикладные задачи. Спутники на экваториальной орбите, лежащей вблизи плоскости экватора, наз. экваториальными, ИСЗ на полярной (или приполярной) орбите, проходящей вблизи полюсов Земли,— полярными. ИСЗ, выведенные на круговую экваториальную орбиту, удалённую на 35 800 км от поверхности Земли, и движущиеся в направлении, совпадающем с направлением вращения Земли, «висят» неподвижно над одной точкой земной поверхности; такие спутники наз. стационарными. Особым типом ИСЗ являются орбит. *космические корабли* и обитаемые *орбитальные станции*.

В соответствии с междунар. системой регистрации искусств. космических объектов (КА разл. назначения) в рамках международной организации *Коспар* в 1957—62 КА обозначались годом запуска с добавлением буквы греч. алфавита, соответствующей порядковому номеру запуска в данном году, и арабской цифры — номера орбит. объекта в зависимости от его яркости или степени науч. значимости. Так, 1957α2 — обозначение первого советского ИСЗ, запущенного в 1957; 1957α1 — обозначение последней ступени ракеты-носителя этого ИСЗ (РН была более яркой). Поскольку число запусков возрастало, начиная с 1.1.1963 КА стали обозначать годом запуска, порядковым номером запуска в данном году и заглавной буквой латинского алфавита (иногда также заменяемой порядковым числом). Так, ИСЗ «Интеркосмос-1» имеет обозначение: 1969 88A или 1969 088 01. В нац. программах космич. исследований серии ИСЗ часто имеют также собств. названия: «Космос» (СССР), «Эксплорер» (США), «Диадем» (Франция) и др. За рубежом слово «спутник» до 1969 использовалось только применительно к сов. ИСЗ. В 1968—69 при подготовке междунар. многоязычного космонавтич. словаря достигнута договорённость, согласно к-рой термин «спутник» применяется к ИСЗ, запущенным в любой стране.

В соответствии с разнообразием науч. и прикладных задач, решаемых с помощью ИСЗ, спутники могут иметь разл. размеры, массу, конструктивные схемы, состав бортового оборудования. Напр., масса наименьшего ИСЗ (из серии «ЭРС») — всего 0,7 кг; сов. ИСЗ «Протон-4» имел массу 17 т.

Для решения нек-рых науч. и прикладных задач необходимо, чтобы ИСЗ был определ. образом ориентирован в пространстве, причём вид ориентации определяется гл. обр. назначением ИСЗ или особенностями установленного на нём оборудования. Так, *орбитальную ориентацию*, при к-рой одна из осей постоянно направлена по вертикали, имеют ИСЗ, предназнач. для наблюдений объектов на поверхности и в атмосфере Земли; ИСЗ для астрономич. исследований ориентируются на небесные объекты: звёзды, Солнце. По команде с Земли или по заданной программе ориентация может изменяться. В нек-рых случаях ориентируется не весь ИСЗ, а лишь отд. элементы, напр. остронаправл. антенны — на наземные пункты, *солнечные батареи* (СБ) — на Солнце. Для того чтобы направление нек-рой оси спутника сохранялось неизменным в пространстве, ему сообщают вращение вокруг этой оси (см. *Стабилизация вращением*). Для ориентации используют также гравитац., аэродинамич., магнитные системы — т. н. пассивные системы ориентации, и системы, снабжённые реактивными или инерционными управляющими органами (обычно на сложных ИСЗ),— активные системы ориентации. ИСЗ, имеющие РД для маневрирования, коррекции траектории или спуска с орбиты, снабжаются системами управления движением, составной частью к-рой является система ориентации.

Энергопитание бортовой аппаратуры большинства ИСЗ осуществляется от СБ, панели к-рых ориентируются перпендикулярно направлению солнечных лучей или расположены так, чтобы часть из них освещалась Солнцем при любом его положении относительно ИСЗ (т. н. всенаправленные СБ). СБ обеспечивают длит. работу бортовой аппаратуры (до неск. лет). На ИСЗ, рассчитанных на огранич. сроки работы (до 2—3 нед), используются электрохим. источники тока — *аккумуляторы*, *топливные элементы*. Нек-рые ИСЗ имеют на борту *изотопные генераторы* электрич. энергии. Тепловой режим ИСЗ, необходимый для работы их бортовой аппаратуры, поддерживается *терморегулирования системами*. В ИСЗ, отличающихся значит. тепловыделением аппаратуры, и КК применяются системы с жидкостным контуром теплопередачи; на ИСЗ с небольшим тепловыделением аппаратуры в ряде случаев ограничиваются пассивными средствами терморегулирования (использование *радиационных поверхностей*, теплоизоляции отд. элементов).

Передача науч. и др. информации с ИСЗ на Землю производится с помощью *радиотелеметрических систем* (часто имеющих запоминающие бортовые устройства для регистрации информации в периоды полёта ИСЗ вне зон радиовидимости наземных пунктов). Нек-рые ИСЗ имеют спускаемые аппараты для возвращения на Землю отд. приборов, фотоплёнок, подопытных животных и т. д.

Движение ИСЗ. ИСЗ выводятся на орбиты с помощью *ракет-носителей*, к-рые от старта до нек-рой расчётной точки в пространстве движутся благодаря тяге, развиваемой ракетными двигателями. Этот путь, называемый траекторией выведения ИСЗ на орбиту или активным участком движения РН, составляет обычно от неск. сотен до двух-трёх тыс. км. РН стартует, двигаясь вертикально вверх, и проходит сквозь наиболее плотные слои земной атмосферы на сравнительно малой скорости (что сокращает энергетич. затраты на преодоление сопротивления атмосферы). При подъёме РН постепенно разворачивается, и направление её движения становится близким к горизонтальному. На этом почти горизонтальном отрезке сила тяги РН расходуется не на преодоление тормозящего действия сил притяжения Земли и сопротивления атмосферы, а гл. обр. на увеличение скорости. После достижения РН в конце активного участка расчётной скорости (по значению и направлению) работа РД прекращается; это — т. н. точка выведения ИСЗ на орбиту. Запускаемый ИСЗ, к-рый несёт последняя ступень РН, автоматически отделяется от неё и начинает своё движение по нек-рой орбите относительно Земли, становясь искусств. небесным телом. Его движение определяется пассивными силами (притяжение Земли, а также Луны, Солнца и др. планет, сопротивление земной атмосферы и т. д.) и активными (управляющими) силами, если на борту ИСЗ установлены РД. Вид нач. орбиты ИСЗ относительно Земли зависит целиком от его положения, значения и направления вектора скорости в конце активного участка движения (в момент выхода ИСЗ на орбиту) и математически рассчитывается с помощью методов *небесной механики*. Если эта скорость равна или превышает (но не более чем в 1,4 раза) *первую космическую скорость* (8 км/с у поверхности Земли), а её направление не отклоняется сильно от горизонтального, то ИСЗ выходит на орбиту спутника Земли. Точка выхода ИСЗ на орбиту в этом случае расположена вблизи *перигея* орбиты. Выход на орбиту возможен и в др. точках орбиты, напр. вблизи *апогея*, но поскольку в этом случае орбита ИСЗ расположена ниже точки выведения, то сама точка выведения должна располагаться достаточно высоко, скорость же в конце активного участка при этом должна быть несколько меньше *круговой скорости*.

В первом приближении орбита ИСЗ представляет собой эллипс с одним из фокусов в центре Земли (в частном случае — окружность), сохраняющий неизменную ориентацию в пространстве. Движение по такой орбите наз. невозмущённым и соответствует предположениям, что Земля притягивает по закону Ньютона, т. е. как шар со сферич. распределением плотности, и что на спутник действует только сила притяжения Земли.

Такие факторы, как сопротивление земной атмосферы, сжатие Земли, давление солнечного излучения, притяжения Луны и Солнца, являются причиной отклонений от *невозмущённого движения*. Изучение этих отклонений позволяет получать новые данные о свойствах земной атмосферы, о гравитац. поле Земли. Из-за сопротивления атмосферы ИСЗ, движущиеся по орбитам с перигеем на высоте неск. сотен км, постепенно снижаются и, попадая в сравнительно плотные слои атмосферы на выс. 120—130 км и ниже, разрушаются; они имеют, т. о., огранич. срок существования. Так, напр., первый сов. ИСЗ находился в момент выхода на орбиту на выс. 228 км над поверхностью Земли и имел почти горизонтальную скорость 7,97 км/с. *Большая полуось* его эллиптич. орбиты составляла 6950 км, период обращения 96,17 мин, а наименее и наиболее удалённые точки орбиты (перигей и апогей) располагались на выс. 228 и 947 км соответственно. Спутник существовал до 4.1.1958, когда он, вследствие возмущений его орбиты, вошёл в плотные слои атмосферы.

Орбита, на к-рую выводится ИСЗ сразу после участка разгона РН, бывает иногда лишь промежуточной (см. *Орбита промежуточная*). В этом случае на борту ИСЗ имеются РД, к-рые включаются в определ. моменты на короткое время по команде с Земли, сообщая ИСЗ дополнит. скорость. В результате ИСЗ переходит на другую орбиту, напр. стационарную. Межпланетные КА выводятся обычно сначала на орбиту спутника Земли, а затем переводятся непосредственно на траекторию полёта к планетам.

Наблюдения ИСЗ. Контроль движения ИСЗ и вторичных орбитальных объектов осуществляется путём наблюдений их со спец. наземных станций. По результатам таких наблюдений уточняются *элементы орбит* спутников и вычисляются *эфемериды* для предстоящих наблюдений, в т. ч. и для решения разл. науч. и прикладных задач. По используемой аппаратуре наблюдения ИСЗ разделяются на оптич., радиотехнич., лазерные; по их конечной цели — на позиционные (определение направлений на ИСЗ) и дальномерные наблюдения, измерения угловой и пространств. скорости.

Наиболее простыми позиционными наблюдениями являются визуальные (оптические), выполняемые с помощью визуальных оптич. инструментов и позволяющие определять небесные координаты ИСЗ с погрешностью до нескольких минут дуги. Для решения науч. задач ведутся фотографич. наблюдения с помощью спутниковых фотокамер, обеспечивающих погрешность определений до 1—2″ по положению и 0,001 с по времени. Оптич. наблюдения возможны лишь в том случае, когда ИСЗ освещён солнечными лучами (исключение составляют геодезич. спутники, оборудованные импульсными источниками света; они могут наблюдаться и находясь в земной тени), небо над станцией достаточно тёмное и погода благоприятствует наблюдениям. Эти условия значительно ограничивают возможность оптич. наблюдений. Менее зависимы от таких условий радиотехнич. методы наблюдений ИСЗ, являющиеся осн. методами наблюдений спутников в период функционирования установл. на них спец. радиосистем. Такие наблюдения заключаются в приёме и анализе радиосигналов, к-рые либо генерируются бортовыми радиопередатчиками спутника, либо посылаются с Земли и ретранслируются спутником. Сравнение фаз сигналов, принимаемых на неск. (минимально трёх) разнесённых антеннах, позволяет определить положение спутника на небесной сфере. Погрешность таких наблюдений ок. 3′ по положению и ~ 0,001 с по времени. Измерение доплеровского смещения частоты (см. *Доплера эффект*) радиосигналов даёт возможность определить относит. скорость ИСЗ, миним. расстояние до него при наблюдавшемся прохождении и момент времени, когда ИСЗ был на этом расстоянии; наблюдения, выполняемые одновременно из трёх пунктов, позволяют вычислить угловые скорости ИСЗ.

Дальномерные наблюдения осуществляются путём измерения промежутка времени между посылкой радиосигнала с Земли и приёмом после ретрансляции его бортовым радиоответчиком ИСЗ. Наиболее точные измерения расстояний до ИСЗ обеспечивают лазерные дальномеры (погрешность до 1—2 м и ниже). Для радиотехнич. наблюдений пассивных искусств. КА используются РЛС.

Научно-исследовательские ИСЗ. Аппаратура, устанавливаемая на борту ИСЗ, а также наблюдения ИСЗ с наземных станций позволяют проводить разнообразные геофизич., астрономич., геодезич., биологич. и др. исследования. Орбиты таких ИСЗ разнообразны — от почти круговых на выс. 200—300 км до вытянутых эллиптич. с выс. в апогее до 500 тыс. км. К н.-и. ИСЗ относятся первые сов. спутники, сов. ИСЗ серий «*Электрон*», «*Протон*», «Космос»; амер. спутники серий «*Авангард*», «Эксплорер», «*ОГО*», «*ОСО*», «*ОАО*» (орбит. геофизич., солнечные, астрономич. обсерватории); англ. ИСЗ «*Ариэль*», франц. ИСЗ «Диадем» и др. Н.-и. ИСЗ составляют около половины всех запущенных ИСЗ.

С помощью науч. приборов, установл. на ИСЗ, изучаются нейтральный и ионный состав верхней атмосферы, концентрация частиц и их темп-ра, а также изменения данных параметров. Концентрация электронов в ионосфере и её вариации исследуются как с помощью бортовой аппаратуры, так и по наблюдениям прохождения сквозь ионосферу радиосигналов бортовых радиомаяков. С помощью ионозондов детально изучены структура верх. части ионосферы (выше гл. максимума электронной концентрации) и изменения электронной концентрации в зависимости от геомагнитной широты, времени суток и т. п. Все результаты исследований атмосферы, полученные с помощью ИСЗ, являются важным и надёжным экспериментальным материалом для понимания механизмов атмосферных процессов и для решения таких практич. вопросов, как прогноз радиосвязи, прогноз состояния верхней атмосферы и т. п.

С помощью ИСЗ обнаружен и исследуется *радиационный пояс Земли*. Наряду с космич. зондами ИСЗ позволили исследовать структуру магнитосферы Земли и характер её обтекания солнечным ветром, а также характеристики самого *солнечного ветра* (плотность потока и энергию частиц, величину и характер «вмороженного» магнитного поля) и др. недоступные для наземных наблюдений излучения Солнца — УФ и рентгеновское, что представляет большой интерес с точки зрения понимания солнечно-земных связей. Ценные для науч. исследований данные доставляют также и нек-рые прикладные ИСЗ. Так, результаты наблюдений, выполняемых на метеорологич. ИСЗ, широко используются для разл. геофиз. исследований.

Результаты наблюдений ИСЗ дают возможность с высокой точностью определять возмущения орбит ИСЗ, изменения плотности верхней атмосферы (в связи с разл. проявлениями солнечной активности), законы циркуляции атмосферы, структуру *гравитационного поля Земли* и др. Специально организуемые позиц. и дальномерные синхронные наблюдения спутников (одновременно с неск. станций) методами *спутниковой геодезии* позволяют осуществлять геодезич. привязку пунктов, удалённых на тысячи км друг от друга, изучать движение материков и т. п.

Прикладные ИСЗ. К прикладным ИСЗ относят спутники, запускаемые для решения тех или иных технич., хоз., воен. задач.

Связные ИСЗ служат для обеспечения ТВ передач, радиотелефонной, телеграфной и др. видов связи между наземными станциями, располож. друг от друга на расстояниях до 10—15 тыс. км. Бортовая радиоаппаратура таких ИСЗ принимает сигналы наземных радиостанций, усиливает их и ретранслирует на др. наземные радиостанции. Спутники связи выводятся на высокие орбиты (до 40 тыс. км). К ИСЗ этого типа относятся сов. ИСЗ «*Экран*», амер. ИСЗ «*Синком*», ИСЗ «*Интелсат*» и др.

Метеорологические ИСЗ предназначены для регулярной передачи на наземные станции ТВ изображений облачного, снегового и ледового покровов Земли, сведений о тепловом излучении земной поверхности и облаков и т. п. ИСЗ этого типа запускаются на орбиты, близкие к круговым, с выс. от 500—600 км до 1200—1500 км; полоса обзора с них достигает 2—3 тыс. км. К метеорологич. спутникам относятся нек-рые сов. ИСЗ серии «Космос», спутники «*Метёор*», амер. ИСЗ «*ТИРОС*», «*ЭССА*», «*Нимбус*». Проводятся эксперименты по глобальным метеорологич. наблюдениям с высот, достигающих 40 тыс. км (сов. ИСЗ «Молния-1», амер. ИСЗ «*АТС*»).

Перспективными в нар. х-ве являются спутники для исследования природных ресурсов Земли. Наряду с метеорологич., океанографич. и гидрологич. наблюдениями такие ИСЗ позволяют получать оперативную информацию, необходимую для геологии, сельского х-ва, рыбного промысла, лесного х-ва, контроля загрязнений природной среды (см. *Космическое землеведение*, *Мониторинг космический*). Результаты, полученные с помощью ИСЗ, КК и орбит. станций, с одной стороны, и контрольные измерения с баллонов и самолётов — с другой, показывают перспективность развития этого направления исследований. Примерами спутников данного типа являются амер. ИСЗ «*Лэндсат*» и «*АЭМ*».

Навигационные ИСЗ, функционирование к-рых поддерживается спец. наземной системой обеспечения, служат для навигации самолётов и кораблей. Потребитель, принимая радиосигналы и определяя своё положение относительно ИСЗ, координаты к-рого на орбите в каждый момент известны с высокой точностью, устанавливает своё местоположение. Примером навигац. ИСЗ являются спутники «Космос-1000» (СССР), «Транзит» (США).

Н. П. Ертылёв, М. Т. Крошкин, Ю. А. Рябов, Е. Ф. Рязанов.

ИСКУ́ССТВЕННЫЕ СПУ́ТНИКИ ЛУНЫ́ (ИСЛ) — КА, выведенные на орбиты вокруг Луны; движение ИСЛ определяется главным образом притяжением Луны. Первый ИСЛ — сов. КА «*Луна-10*», запущенный 31.3.1966. При запусках ИСЛ последнюю ступень РН сначала выводят на *орбиту промежуточную* спутника Земли, а затем дополнит. включением РД её переводят на орбиту полёта к Луне. Скорость КА при старте с околоземной орбиты несколько меньше параболической; она соответствует очень вытянутому эллипсу с апогеем, достигающим орбиты Луны или лежащим за её пределами. Наименьшая возможная

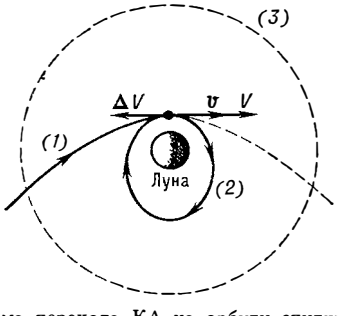


Схема перехода КА на орбиту спутника Луны: V — скорость КА в ближайшей к Луне точке селеноцентрической гиперболической орбиты (*1*); ΔV — тормозящий импульс; v — скорость КА после торможения, в результате чего он переходит на орбиту (*2*) спутника Луны; (*3*) — сфера действия тяготения Луны

скорость при старте с орбиты на выс. 200 км над поверхностью Земли ~ 10,92 км/с (параболич. скорость на этой высоте равна 11,015 км/с); время полёта до ближайшей окрестности Луны в этом случае ~ 4,74 сут. При стартовых скоростях 10,93 и 10,96 км/с полёт продолжался ~ 3,5 и 2,6 сут соответственно. На расстоянии ~ 66 000 км от центра Луны КА входит в *сферу действия Луны*. В случае облётных траекторий селеноцентрическая (относительно Луны) скорость КА на границе этой сферы не меньше 0,8 км/с, что существенно превышает параболическую скорость для Луны на этом расстоянии (0,38 км/с). При этих условиях КА в случае пассивного (неуправляемого) движения огибает Луну, двигаясь относительно неё по гиперболе, а затем покидает сферу действия Луны и возвращается к Земле. Для того чтобы КА перешёл на орбиту спутника Луны, включают на короткое время по команде с Земли бортовой РД, сообщающий ему тормозящий импульс (см. рис.).

Орбита ИСЛ аналогична орбитам спутников всех планет и в первом приближении представляет собой эллипс с одним из фокусов в центре Луны. Наиболее близкая к центру Луны точка орбиты наз. периселением, а наиболее далёкая — апоселением. Селеноцентрич. скорость $v_к$ движения ИСЛ по круговой орбите радиуса r и период T его обращения по орбите со ср. расстоянием r от центра Луны определяются по формулам:

$$v_к = 1{,}68\sqrt{R/r} \text{ км/с},$$

$$T = 108{,}4(r/R)^{3/2} \text{ мин},$$

где R — радиус Луны (1738 км). Селеноцентрическая параболич. скорость на расстоянии r от центра Луны равна $v_к\sqrt{2}$.

Значит. возмущения в движении невысоких (неск. сотен км над поверхностью Луны) ИСЛ вызываются гл. обр. нецентральностью *гравитационного поля Луны*, обусловленной сложной формой Луны и неравномерным распределением вещества внутри неё; менее существенные возмущения — гравитац. влиянием Земли и Солнца. Осн. следствием возмущений являются почти периодич. изменения формы орбиты, а вместе с тем и высот периселения и апоселения, причём периселений постепенно снижается и ИСЛ падает на Луну.

Первый ИСЛ — КА «Луна-10» — при выходе на *траекторию полёта к Луне* имел скорость 10,87 км/с (на выс. ~270 км над Землёй). Через 3,5 сут КА, огибая Луну, проходил на миним. расстоянии ~ 1000 км от её поверхности и имел в это время селеноцентрич. скорость ~ 2,1 км/с. Включением тормозного РД скорость была уменьшена до 1,25 км/с; КА перешёл на орбиту вокруг Луны с выс. в апоселении 1017 км и выс. в периселении 350 км. Наклон орбиты составлял 71° 54′ к экватору Луны. Активный период существования «Луны-10», в течение к-рого с КА передавалась информация о показаниях бортовых приборов и проводились траекторные измерения, продолжался с 3 апр. до 30 мая 1966. За это время ИСЛ совершил 460 оборотов вокруг Луны; вследствие возмущения периселений поднялся до выс. 378,7 км, а апоселений опустился до выс. 985,3 км. При этом возмущения, обусловленные нецентральностью гравитац. поля Луны, превышали возмущения из-за притяжения Земли в 5—6 раз, а последние превышали солнечные в 180 раз. Теоретич. расчёты показали, что через 6,5 мес периселений должен был достигнуть расстояния 2150 км от центра Луны, а затем начать спускаться так, что падение «Луны-10» на Луну должно было произойти через 2,5 года.

Целями последующих запусков ИСЛ серии «Луна» и амер. ИСЛ серии «*Лунар орбитер*» были непосредств. исследования свойств поверхности Луны и окололунного пространства с помощью бортовой науч. аппаратуры, а также фотографирование поверхности Луны; изучение гравитац. поля Луны, а также особенностей формы и внутр. строения Луны, от к-рых это поле зависит, уточнение массы Луны на основе траекторных измерений и анализа возмущений в движении ИСЛ. Так, на ИСЛ «Луна-10» были установлены спектрометры для исследования гамма-излучения и ИК излучения поверхностных лунных пород, прибор для регистрации потоков заряженных частиц, идущих от Солнца, и космич. излучения, регистратор метеорных частиц в окололунном пространстве, прибор для обнаружения магнитного поля Луны; на ИСЛ «Луна-11», кроме того,— радиоастрономич. аппаратура для исследования длинноволнового космич. радиоизлучения; на борту ИСЛ «Луна-12» дополнительно — фототелевиз. аппаратура, с помощью к-рой были получены и переданы на Землю крупномасштабные изображения участков лунной поверхности (наименьшие различимые детали достигали 15—20 м в поперечнике). Предварительный анализ возмущений в движении ИСЛ показал, что либо Луна имеет грушевидную форму с вытянутостью на обратной стороне, либо плотность вещества внутри Луны больше на её обратной стороне (ранее считалось, что Луна, имея грушевидную форму, вытянута, наоборот, к Земле). ИСЛ «Лунар орбитер» использовались гл. обр. для фотографирования лунной поверхности, в частности с целью выбора мест, удобных для посадки КК «*Аполлон*». Анализ возмущений этих спутников позволил также установить существование на Луне участков с весьма значит. концентрацией масс под поверхностью (получивших название «масконов» — сокращение от mass concentration), влияние к-рых приводило к дополнительным колебаниям высоты периселения порядка 5—10 км.

В целях получения разносторонней информации о разл. областях окололунного пространства и лунной поверхности запуск ИСЛ производится на разл. орбиты, отличающиеся друг от друга высотами периселения и апоселения, а также наклоном. В нек-рых случаях с помощью бортовых ДУ осуществляется маневрирование ИСЛ. На орбиты ИСЛ выводятся первоначально также КА, предназнач. для мягкой посадки на Луну; их наз. орбитами ожидания. Так, сов. КА «Луна-16» был выведен сначала (17.9.1969) на селеноцентрич. круговую орбиту с выс. ок. 110 км; затем в течение 3 сут после двух манёвров переведён на эллиптич. орбиту с выс. в периселении 15 км и апоселении 106 км; после этого был осуществлён перевод его на траекторию снижения и посадки. КА, движущийся по орбите ИСЛ, может быть переведён с помощью ускоряющего импульса также на траекторию возвращения к Земле.

Ю. А. Рябов.

ИСКУ́ССТВЕННЫЕ СПУ́ТНИКИ МА́РСА (ИСМ) — КА, выведенные на орбиты вокруг Марса; движение ИСМ определяется главным образом притяжением Марса. В 1971 с Земли в сторону Марса в период их великого противостояния были запущены два сов. КА «*Марс*-2» (запущен 19 мая) и «Марс-3» (28 мая) и амер. КА «*Маринер*-9» (30 мая), к-рые, преодолев расстояние ~ 470 млн. км, стали первыми ИСМ (соответственно 27 нояб., 2 дек. и 14 нояб.).

Для обеспечения перехода с межпланетной траектории полёта на орбиту ИСМ на КА имелись: автономная система астронавигации, определяющая с высокой точностью положения станции относительно Марса и выполняющая её ориентацию; бортовая ЦВМ, рассчитывающая по результатам измерений момент времени, значение и направление необходимого корректирующего импульса; ТДУ, реализующая заключит. припланетную коррекцию траектории движения. Проведение подобной коррекции только по результатам наземных траекторных измерений не обеспечило бы необходимую точность выведения ИСМ.

Цель запуска первых ИСМ — науч. исследования космич. пространства в окрестностях Марса, его атмосферы и поверхности. Т. к. «Марс-2», «Марс-3» и «Маринер-9» были выведены на существенно разл. эллиптич. орбиты ИСМ (нач. периоды обращения 18 ч, 12 сут 19 ч и 12 ч, миним. удаления от поверхности планеты 1380, 1500 и 1380 км), выполненные на них науч. исследования дополняют друг друга. На сов. ИСМ «Марс-2» и «Марс-3» проводились исследования характера обтекания планеты *солнечным ветром* и его взаимодействия с ионосферой Марса, спектров заряж. частиц и вариаций магнитного поля, ионосферы и атмосферы, распределения темп-ры по поверхности, рельефа, кол-ва паров воды в атмосфере, отражательной способности поверхности, радиояркостной темп-ры поверхности, её диэлектрич. проницаемости и темп-ры подповерхностного слоя на глубине 30—50 см, плотности верхней атмосферы, содержания атомарного кислорода, водорода и аргона в атмосфере. Выполнялось фотографирование Марса фототелевиз. камерами. На ИСМ «Марс-3» проводился совм. советско-франц. эксперимент «*Стерео*» по изучению радиоизлучения Солнца. Осн. часть программы ИСМ «Маринер-9» — ТВ съёмка 70% поверхности Марса с целью картографирования. 25.7.1973 в сторону Марса был запущен КА «Марс-5», к-рый, преодолев расстояние ~ 460 млн. км, стал 3-м сов. ИСМ (12.2.1974). Параметры орбиты: апоцентр — 32 500 км; перицентр — 1760 км; наклонение орбиты к плоскости марсианского экватора — 35°; период обращения — 25 ч. Астрофиз. комплекс и цель запуска такие же, как у «Марса-2» и «Марса-3». 19.6.1976 и 7.8.1976 на ареоцентрич. орбиту были выведены амер. КА «Викинг-1» и «Викинг-2» (см. «*Викинг*»), орбит. блоки к-рых стали 5-м и 6-м ИСМ. С помощью этих ИСМ передано неск. тысяч снимков Марса и его спутников Фобоса и Деймоса, составлена тепловая карта Марса и карта содержания водяных паров.

В. В. Киселёв.

ИСКУ́ССТВЕННЫЕ СПУ́ТНИКИ СО́ЛНЦА (ИСС), искусственные планеты — КА, выведенные на орбиты вокруг Солнца; движение ИСС, как и движение всех планет Сол-

нечной системы, определяется главным образом притяжением Солнца.

Созданные до 1971 ИСС не имеют самостоят. науч. значения и являются как бы побочным результатом запусков КА к Луне или к планетам. При таких запусках КА в конце *активного участка* траектории движения РН или (если он был предварительно выведен на орбиту спутника Земли) на орбите сообщается скорость, несколько превышающая *вторую космическую скорость*. После этого КА движется по отрезку гиперболич. орбиты относительно Земли и покидает её сферу действия (см. *Сфера действия планеты*), выходя на орбиту вокруг Солнца. Далее возможны следующие варианты: 1) КА не сближается с к.-л. планетой, тогда его орбита близка к эллиптической и напоминает орбиты малых планет; отклонения от эллиптич. орбит обусловлены притяжением Земли и др. больших планет. Примером такого ИСС служит сов. КА «Луна-1», выведенный 2.1.1959 на гиперболич. орбиту относительно Земли, прошедший 4.1.1959 вблизи Луны на расстоянии ~ 6 тыс. км и вышедший на эллиптич. орбиту вокруг Солнца с расстояниями афелия и перигелия, равными 196,9 и 146,1 млн. км соответственно, и с периодом обращения 450 сут;

2) траектория КА рассчитана так, что он пролетает вблизи к.-л. планеты; тогда до сближения с планетой КА движется по отрезку почти эллиптич. орбиты. При сближении с планетой её притяжение переводит КА на другую почти эллиптич. орбиту вокруг Солнца, по к-рой он будет двигаться, если не произойдёт последующее сближение с другой или этой же планетой. Пример — амер. КА «Маринер-2», запущенный 27.8.1962, прошедший 14.12.1962 на расстоянии ок. 35 тыс. км от Венеры и вышедший на орбиту с расстояниями афелия и перигелия, равными 182,1 и 104,8 млн. км соответственно, и с периодом обращения 343 сут;

3) траектория КА рассчитана так, что он достигает поверхности или плотных слоёв атмосферы к.-л. планеты и прекращает своё существование. Пример — сов. КА «Венера-3», запущенный 16.11.1965 и достигший 1.3.1966 поверхности Венеры.

В 1965—68 были выведены на гелиоцентрич. орбиты с целью исследования межпланетного пространства (между орбитами Земли и Марса, Земли и Венеры) КА «Пионер-6» — «Пионер-9» (см. «*Пионер*»). В 1974—76 для исследования околосолнечного пространства с гелиоцентрич. орбиты (с удалением от Солнца в перигелии ~ 45 млн. км) запущены КА «Гелиос-1» и «Гелиос-2» (см. «*Гелиос*»). *Ю. А. Рябов.*

ИСКУ́ССТВЕННЫЙ СПУ́ТНИК ЗЕМЛИ́ С ЭЛЛИПТИ́ЧЕСКОЙ СИНХРО́ННОЙ ОРБИ́ТОЙ — один из видов *синхронных искусственных спутников Земли*, осуществляющий движение по вытянутой орбите с временем обращения, кратным звёздным суткам. При периоде обращения ИСЗ, равном 1 сут, апогей ИСЗ всегда над одной и той же точкой поверхности Земли, при периоде обращения 0,5 сут апогей располагается поочерёдно над двумя точками. При этом продолжительность пребывания ИСЗ в области апогея превышает продолжительность его пребывания в области перигея (особенно существенна эта разница для орбит с большим эксцентриситетом). Изменяя наклонение орбиты, её эксцентриситет, широту апогея и время перехода ИСЗ с промежуточной орбиты на синхронную, можно рассчитать расположение орбиты над заданными р-нами Земли. Синхронные эллиптич. орбиты с большим эксцентриситетом и наклонением 60—70° наиболее приемлемы для *связных искусственных спутников Земли* и *метеорологических искусственных спутников Земли*, обеспечивающих радиосвязь и глобальные метеонаблюдения в ср. широтах и полярных р-нах. При периоде обращения 1 сут высота в апогее составляет ~ 70 тыс. км (эксцентриситет ~ 0,75); при периоде 0,5 сут — высота в апогее ~ 40 тыс. км (эксцентриситет ~ 0,85). Последний вид орбит используется для ИСЗ типа «*Молния*», обеспечивая длит. сеансы связи на терр. СССР и возможность дальней радиосвязи с др. странами северного полушария. На синхронные орбиты с периодом обращения 1 сут при относительно небольшом эксцентриситете и наклонении ~ 10° выведен ряд амер. секретных ИСЗ (в 1968—63А; в 1969 — 36А; в 1970 — 46А, 69А и др.).

ИСПАРИ́ТЕЛЬ — теплообменник, в котором теплопередача сопровождается испарением рабочего вещества (теплоносителя или хладагента). И. служат, напр., для охлаждения воздуха в кабине КК, причём хладагентами являются вода, хладоны и др. И. является составной частью холодильной машины (в т. ч. *холодильника-конденсатора*). В СЖО КК в связи с особенностями работы в условиях невесомости могут применяться: вихревые И., в к-рых создаётся искусств. поле тяжести (для осаждения хладагента на теплообменную поверхность) путём закручивания потока хладагента в неподвижных каналах или его движения во вращающихся каналах; И. с капиллярными материалами, в к-рых хладагент распределяется по теплообменной поверхности благодаря силам поверхностного натяжения в капиллярах набивки, и др. См. *Газификатор*, *Холодильный центр*.

ИСПАРИ́ТЕЛЬ КИСЛОРО́ДА — аппарат для получения газообразного кислорода из жидкого для наддува ёмкостей с жидким кислородом. И. к.— теплообменник, в к-ром жидкий кислород, текущий по змеевику, превращается в газообразный в результате теплообмена с воздухом или горячим газом, омывающим змеевик.

ИСПОЛНИ́ТЕЛЬНЫЕ О́РГАНЫ системы управления космическим аппаратом — устройства, преобразующие электрические сигналы системы управления в *управляющие силы*, обеспечивающие необходимое положение КА в пространстве.

И. о. *активной системы управления ориентацией* КА обеспечивают: гашение возмущений, возникающих при отделении КА от РН; построение и поддержание ориентации; стабилизацию КА при работе РД; компенсацию возмущающих воздействий аэродинамич., гравитац. и др. сил. Закон управления И. о. формируется усилительно-преобразующими устройствами КА. В соответствии с ним выполняется импульсная работа И. о. или включение их в непрерывном режиме. Минимально возможный импульс И. о. определяет потребление электроэнергии и рабочего тела КА при поддержании ориентации. И. о. системы управления ориентацией могут быть выполнены в виде устройств, создающих управляющие моменты за счёт взаимодействия с внеш. средой (*электромагнитные исполнительные органы*, аэродинамич. стабилизаторы и пр.); устройств, основанных на реактивных принципах (малые РД и *инерционные исполнительные органы*).

В качестве И. о. чаще всего применяются малые РД (см. *Реактивная система управления*, *Микродвигатель* ракетный), создающие управляющие моменты в результате отброса рабочего тела (массы сжатых или сжиженных газов; продуктов хим. реакции разложения, окисления топлива; газа, подогретого с использованием ядерной, солнечной и др. видов энергии; ионизиров. вещества, ускоренного в электрич. и магнитных полях). Их, как правило, располагают на КА так, чтобы расстояние линии действия тяги от его центра масс (плечо тяги) создавало наибольший управляющий момент. В нек-рых случаях РД включаются попарно. Управляющие РД отличаются от маршевых и корректирующих РД значительно меньшей тягой, способностью к многократным включениям (десятки тысяч), быстрым выходом на режим полной тяги и небольшим *импульсом последействия* (см. *Импульсный ракетный двигатель*).

Инерционные И. о. по сигналам системы управления изменяют свои обороты или медленно поворачиваются относительно корпуса КА вокруг осей, не совпадающих с осью вращения гироскопа. Они не требуют затрат рабочего тела, но их недостатками являются сложность, большая масса и ограниченная способность противодействовать длит. возмущающему моменту, необходимость осуществлять *гашение кинетического момента*. Инерционные И. о. сочетают с И. о. др. типов.

Электромагнитные И. о. используют эффект взаимодействия магнитного момента КА с магнитным полем Земли и выполняются, напр., в виде электрич. катушек. Управление происходит за счёт изменения силы пропускаемого через них тока. Т. к. магнитное поле Земли неоднородно, для создания определённого управляющего момента при помощи магнитных И. о. необходимы измерения элементов магнитного поля. С этой целью на борту КА устанавливаются магнитометры. *В. А. Иванов.*

ИСПЫТА́НИЯ КОСМИ́ЧЕСКОГО КО́МПЛЕКСА — всесторонняя проверка, которой подвергаются аппаратура, узлы *космического комплекса* и комплекс в целом для установления соответствия их характеристик предъявленным требованиям. И. к. к. представляют собой сложную и многообразную систему мероприятий и являются осн. источником достоверной информации для обоснования принимаемых решений при проектировании и создании новых образцов. Основными условиями И. к. к. являются рациональное сочетание объёмов *наземных испытаний* и *лётных испытаний*, последовательность и полнота испытаний. Первое условие предполагает увеличение объёма наземных и сокращение объёма лётных испытаний космич. комплекса. Последовательность испытаний предполагает переход к отработке и испытаниям от элементов к блокам (системам) и от блоков (систем) к космич. комплексу в целом. Полнота испытаний предусматривает И. к. к. на заключительном этапе создания его в полной штатной комплектации.

И. к. к. включают методы собственно испытаний (натурный эксперимент, мо-

делирование), управления испытаниями (методы программного планирования, исследования операций, сетевые методы планирования управления и т. п.), обработки и оценки результатов испытаний (вероятностно-статистич. методы, моделирование и т. п.).

И. к. к., используя опыт испытаний авиац. и ракетной техники, сложились в определённую объективно существующую систему испытаний, включающую объекты и *средства испытаний*, а также испытателей на разл. этапах испытаний. Объединение (взаимодействие) между указанными элементами осуществляется посредством энергетических и (или) информационных связей, определённых программами, правилами или др. документами. И. к. к. сопровождают и объединяют все этапы создания космич. комплекса. На этапе задания требований на разработку космич. комплекса проводятся исследования и необходимые испытания макетов и аналогов создаваемой аппаратуры, а также моделирование задач, возлагаемых на космич. комплекс, и условий его эксплуатации с целью обоснования осн. характеристик и экономич. целесообразности разработки нового космич. комплекса.

На этапе эскизного проектирования производится первое уточнение заданных характеристик и осн. параметров путём И. к. к. математическим моделированием на аналоговых моделях и ЦВМ при возможно более полном учёте реальных характеристик космич. комплекса; на этапе технич. проектирования целью испытаний является определение реальных характеристик элементов, систем и всего космич. комплекса в условиях, имитирующих условия эксплуатации. По результатам этих испытаний уточняется математич. модель космич. комплекса и проводится её повторное математич. или полунатурное моделирование. Совокупность указанных испытаний представляет собой лабораторные испытания.

И. к. к. проводятся в лабораториях, на заводах-изготовителях, на *космодроме* и в космич. пространстве. По своим целям и задачам И. к. к. подразделяются на отработочные, контрольно-проверочные и специальные. Отработочные испытания являются конструкторскими и проводятся для выявления и устранения ошибок проектирования и изготовления. К отработочным испытаниям относятся лабораторные, конструкторско-доводочные, чистовые доводочные и лётно-конструкторские. Контрольно-проверочные испытания предназначены обеспечить информацией заказчика для формирования разл. организац. решений, касающихся продолжения создания образца, доработки его или приёма в эксплуатацию. К контрольно-проверочным испытаниям относятся межведомственные и зачётные (лётные). Спец. испытаниям подвергаются элементы и космич. комплексы в целом как на Земле, так и в космич. пространстве с целью оценки стабильности свойств испытываемого объекта в процессе длит. на него воздействия внеш. среды. Спец. испытания неоднородны по своей природе и включают испытания на стойкость — коррозионную и тепловую, к биол. вредителям и различного рода излучениям.

Отработочные, контрольно-проверочные и спец. испытания могут быть автономными или комплексными. Автономным испытаниям подвергаются элементы, блоки и системы бортовой аппаратуры РН и КА, комплексным — РН, КА и космич. комплекс в целом. *Б. Е. Асеев.*

ИСРО — см. *Индийская организация космических исследований.*

ИССЛЕ́ДОВАТЕЛЬСКАЯ РАКЕ́ТА — предназначена для проведения научных исследований верхних слоёв атмосферы Земли. Обычно И. р. совершают вертик. полёт. Высота подъёма от неск. десятков км до неск. тыс. км; масса полезного груза (науч. оборудования и обеспечивающих систем) составляет от 5—10 кг до 1,5—2 т; число ступеней 1—3; стартовая масса ракет разных типов от 100 кг до неск. десятков т.

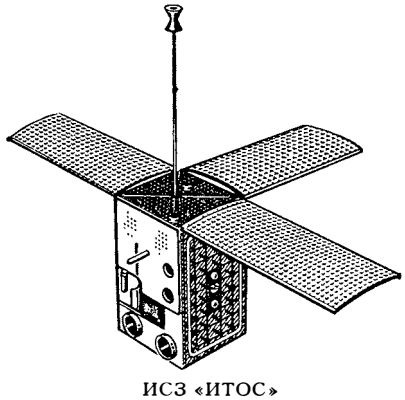
В зависимости от назначения различают: *геофизические ракеты*, *метеорологические ракеты*, астрофизич. и др. И. р. В ряде случаев на одной И. р. проводятся исследования разл. характера (напр., на сов. геофиз. И. р. Р-2А проводились медико-биол. эксперименты с подопытными животными). Результаты науч. измерений передаются на Землю с помощью радиотелеметрич. систем. Многие И. р. имеют отделяемую головную часть, в к-рой спускается на Землю часть науч. оборудования: фото- и кинопленки, подопытные животные и т. п.; в нек-рых случаях предусматривается спуск на парашюте корпуса ракеты с возможностью повторного её использования. Совр. И. р. малых и ср. размеров в большинстве случаев снабжаются РДТТ, что обеспечивает их относит. дешевизну и удобство эксплуатации; тяжёлые И. р. имеют ЖРД. В СССР систематические пуски И. р. проводятся с 1949. Большое число И. р. запущено также в США и др. странах (Великобритания, Канада, Франция, Япония и др.). Ряд пусков И. р. осуществлён в порядке междунар. сотрудничества (напр., пуски в окт. 1971 св. 40 И. р. по советско-французской программе исследования мощной солнечной вспышки). Пуски И. р. проводятся в различных районах Земли, включая арктические, в океанах (с кораблей).

ИССЛЕ́ДОВАТЕЛЬСКИЙ ИСКУ́ССТВЕННЫЙ СПУ́ТНИК ЗЕМЛИ́ — ИСЗ для проведения различных научных исследований в околоземном космическом пространстве. И. и. с. З. разнообразны по размерам, конструкции, характеристикам оборудования и оснащению приборами. Их масса составляет от неск. кг до 10 т и более (напр., «*Протон*-4» — 17 т); высота полёта — от 150 до 500 000 км (в апогее орбиты). Многие И. и. с. З. специализированы и предназначены для проведения определ. вида науч. исследований (напр., изучение космич. лучей — ИСЗ «Протон», метеорных частиц — «*Пегас*», плотности верх. слоёв атмосферы — «*Эксплорер*-9, -19», астрономич. исследования — «*ОАО*» и т. п.). В нек-рых случаях на одном ИСЗ совмещаются науч. исследования разл. видов (напр., изучение характеристик ионосферы, корпускулярного излучения, магнитного поля, космич. лучей, метеорных частиц — на третьем сов. спутнике). Характер орбит И. и. с. З. определяется гл. обр. видом проводимых исследований: при изучении верх. слоёв атмосферы, ионосферы, первичных космич. лучей, метеорных частиц, медико-биол. экспериментах высота полёта составляет от 200—300 до неск. тыс. км. ИСЗ для исследования *радиационного пояса Земли* и космич. пространства за пределами её магнитосферы имеют вытянутые эллиптич. орбиты с выс. в апогее 60—100 тыс. км и более; ИСЗ для астрономич. исследований — орбиты, близкие к круговым, в диапазоне высот 500—1000 км.

Большинство совр. И. и. с. З. ориентированы в полёте; используются активные системы ориентации, а также придание ИСЗ вращения относительно определённой оси (в ряде случаев вращение обеспечивает также сканирование науч. приборами окружающего пространства). Энергопитание бортовой аппаратуры осуществляется от СБ, что обеспечивает большую длительность работы — до неск. лет. Исключение составляют ИСЗ с малой длительностью полёта, а также нек-рые ИСЗ для исследования верх. слоёв атмосферы, на к-рых для уменьшения поверхностного газовыделения применяются хим. источники тока. Результаты науч. измерений передаются с ИСЗ на Землю по многоканальным радиотелеметрич. системам, в большинстве случаев снабжённым бортовыми запоминающими устройствами для регистрации науч. информации при полёте за пределами радиовидимости наземных пунктов. Используется также приземление спускаемого аппарата (капсулы) с науч. оборудованием и подопытными животными (напр., на ИСЗ «Космос-110» и др.). Нек-рые науч. эксперименты осуществляются с использованием неск. И. и. с. З., напр. одноврем. изучение разл. областей радиац. пояса Земли, исследование влияния излучения Солнца на характеристики верхней атмосферы («Электрон», «Эксплорер-24, -25»).

ИТАЛЬЯ́НСКИЕ ИСКУ́ССТВЕННЫЕ СПУ́ТНИКИ ЗЕМЛИ́ — см. *Космическая программа Италии.*

«ИТОС» (англ. ITOS, сокр. от Improved TIROS Operational Satellite — усовершенствованный эксплуатационный спутник «*ТИРОС*») — наименование серии американских эксплуатационных метеорологических ИСЗ, запускаемых НАСА и эксплуатируемых НОАА (NOAA, National Oceanic and Atmospheric Administration — Национальное управление по



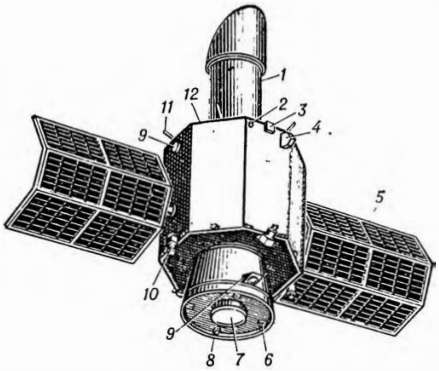
ИСЗ «ИТОС»

исследованию океана и атмосферы). Выведенные на орбиты ИСЗ «ИТОС», кроме первого экспериментального ИСЗ («ТИРОС-М»), имеют также назв. «НОАА». Масса ИСЗ 310—340 кг, в т. ч. полезного груза до 107 кг. Корпус — параллелепипед (1,2 × 1 × 1 м). Электропитание (250 Вт) от СБ (10 000 элементов) и аккумуляторных батарей. Используется система трёхосной ориентации, в к-рой в качестве *исполнительных органов* применяются маховик и магнитное устройство. Ось тангажа располагается перпендикулярно плоскости орбиты (погрешность ±1°), ось курса (рыска-

нья) — по местной вертикали, ось крена (вращения) — по местной горизонтали. Терморегулирование обеспечивают теплозащитные экраны, жалюзи, радиатор, многослойное покрытие из фольги и спец. окраска. Командная система ИСЗ работает на частоте 148,56 МГц, телеметрич. передатчики — на частотах 136,77 МГц (мощность 0,25 Вт), а также 137,62; 137,50 и 1697,5 МГц (мощность по 5 Вт).

В состав полезного груза ИСЗ «ИТОС» входят сканирующий радиометр SR (рабочие диапазоны 0,52—1,10 и 10,5—12,5 мкм, разрешение 3,7 км) для получения изображений облачного покрова Земли в дневное и ночное время; радиометр VHRR (0,6—0,7 и 10,5—12,5 мкм, разрешение 0,9 км), служащий для тех же целей; радиометр VTPR (~ 15 мкм) для получения темп-рного профиля атмосферы от уровня моря до выс. 32 км и измерения темп-ры поверхности Земли и вершин облаков; прибор SPM для регистрации протонной составляющей солнечного излучения. Информация от этих приборов может передаваться как в реальном масштабе времени, так и с записи. Продолжительность активного существования ИСЗ «ИТОС» ок. 2 лет. ИСЗ выводились на *солнечно-синхронные орбиты* РН «Торад-Дельта». Сведения о запусках см. в приложении III.

«ИУЭ» (англ. IUE, сокр. от International Ultraviolet Explorer — международный ультрафиолетовый «Эксплорер») — наименование ИСЗ для исследования астрономических объектов в ультрафиолетовых лучах, созданного США совместно с Великобританией (УФ детекторы) и организацией ЕСА (панели солнечных батарей). Масса ИСЗ 700 кг, в т. ч. научные приборы 122 кг, «апогейный» РДТТ 237 кг, корпус — цилиндр дл. 4,2 м и диам. 1,3 м. Электропитание (420 Вт) от СБ (10 000 элементов) и двух никель-кадмиевых батарей по 6 А·ч. Трёхосная система ориентации (погрешность меньше 1″) использует четыре маховика, четыре ракетных микродвигателя тягой по 23 Н и восемь — тягой по 0,45 Н, работающих на продуктах разложения гидразина. Погрешность наведения телескопа ±2°. Для перевода ИСЗ с переходной орбиты на синхронную служит бортовой РДТТ тягой 23 кН. ИСЗ оснащён телескопом Ричи-Кретьена (апертура 0,45 м, светосила 15), сопряжённым с двумя спектрографами и четырьмя ТВ камерами, преобразующими зарегистрированные спектры в цифровые сигналы. Рабочие диапазоны телескопа лежат в дальней (115—119 нм) и ближней (185—320 нм) УФ области. Спектральное разрешение до 0,01 нм. При несколько худшем разрешении (~ 0,6 нм) имеется возможность наблюдения объектов 15-й или даже 16-й *звёздной величины*, если они интенсивно излучают в УФ части спектра. ИСЗ «ИУЭ» выведен 26.1.1977 РН «Торад-Дельта» на экваториальную орбиту с выс. в перигее ~ 25 300 км и выс. в апогее ~ 46 300 км, наклонением 28,6°; период обращения ~ 24 ч. Эксплуатацию ИСЗ осуществляют совместно НАСА, ЕСА и Совет по научным исследованиям Великобритании. Две наземные станции для наблюдений с помощью ИСЗ «ИУЭ» созданы в США и в Западной Европе.



ИСЗ «ИУЭ»: *1* — телескоп; *2* — аналоговый солнечный датчик; *3* — солнечный датчик грубой ориентации; *4* — солнечный датчик точной ориентации; *5* — панель солнечных батарей; *6* — пружинный толкатель, обеспечивающий отделение ИСЗ; *7* — бортовой РДТТ; *8* — монтажное кольцо; *9* — антенна диапазона S; *10* — микродвигатель системы ориентации; *11* — антенна метрового диапазона; *12* — теплоизоляция

З. Йен

ЙЕН (Jähn) Зигмунд (р. 1937) — космонавт ГДР, полковник, Герой ГДР (1978), лётчик-космонавт ГДР (1978), засл. воен. лётчик ГДР (1976). Чл. СЕПГ с 1956. Первый гражданин ГДР, совершивший полёт в космос. Окончил Высшее офицерское уч-ще ПВО ВВС им. Ф. Меринга (1958), Военно-воздушную академию им. Ю. А. Гагарина (1970); служит в ВВС Нац. народной армии ГДР. В 1976 отобран кандидатом для пилотируемого полёта по программе «Интеркосмос»; прошёл полный курс обучения в Центре подготовки космонавтов им. Ю. А. Гагарина. 26 авг. — 3 сент. 1978 совм. с В. Ф. *Быковским* совершил полёт на КК «Союз-31» (в качестве космонавта-исследователя) и на орбит. станции «Салют-6» (осн. экипаж В. В. *Ковалёнок*, А. С. *Иванченков*) с пристыкованным к ней КК «Союз-29». Возвратился на КК «Союз-29». Время полёта 7 сут 20 ч 49 мин 4 с. Й. присвоено звание Героя Советского Союза (1978). Награждён орденом Карла Маркса, орденом Ленина и медалями. С 1980 заместитель начальника управления ВВС ГДР.

К

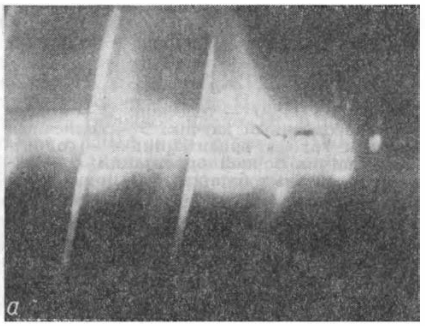
КА́БЕЛЬ-ЗАПРА́ВОЧНАЯ МА́ЧТА — элемент пусковой установки (ПУ) для подвода электрических кабелей, заправочных, пневматических, дренажных и пр. коммуникаций (обычно ко второй и последующим ступеням РН). В *стартовом комплексе* для РН «Восток» К.-з. м. представляет собой металлич. конструкцию мачтового типа, обычно закрепляемую на ПУ шарнирно. Перед пуском или в процессе пуска она отводится на нек-рый угол, освобождая место для взлёта РН. Иногда К.-з. м. жёстко крепят на ПУ, связывая её с РН откидными консольными площадками, к-рые перед пуском отводятся от РН спец. приводами. При значит. размерах (высоте св. 100 м, размере стороны квадрата основания до 20 м) К.-з. м. наз. кабель-заправочной башней; такая башня оборудуется лифтами. Если через К.-з. м. осуществляется подвод к РН только электрич. кабелей или только заправочных коммуникаций, её наз. соответственно кабельной мачтой или заправочной мачтой.

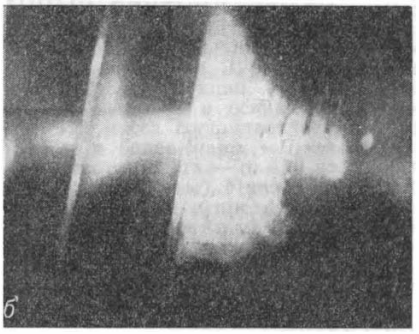
Кабель-заправочная мачта пусковой установки «Восток»

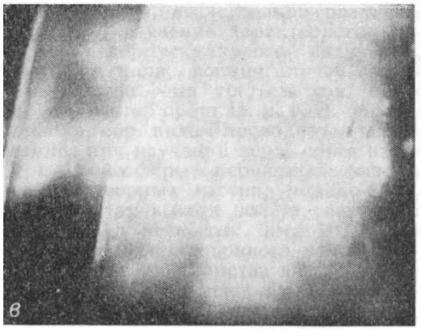
КАВИТА́ЦИЯ (от лат. cavitas — пустота) в двигательных установках — нарушение сплошности потока жидкого ракетного топлива, заключающееся в образовании в нём полостей (т. н. кавитац. пузырьков, или каверн), заполненных паром, газом и их смесью. К. наблюдается в тех областях потока, где в результате местного повышения его скорости статич. давление в жидкости становится ниже нек-рого критического значения, близкого к давлению её насыщенного пара. Возникновению К. способствует растворённый в топливе газ (напр., использующийся для наддува баков). В ДУ кавитац. явления могут наблюдаться в насосах, гидротурбинах, агрегатах автоматики и магистралях питания. За исключением нек-рых специфич. случаев К. является нежелательной, и при проектировании ДУ принимаются меры с целью её устранения или ослабления.

Наиболее сложные проблемы возникают при наличии К. в топливных насосах. В последних на установившемся режиме работы наблюдается значительное местное падение давления, вызванное обтеканием входных кромок лопаток (зона пониженного давления располагается с нерабочей стороны лопаток). Поэтому снижение давления во входных магистралях ЖРД может привести к возникновению развитой К., следствием к-рой является срыв рабочего режима насоса, когда его напор, расход, кпд и мощность практически падают до нуля. При этом из-за изменения соотношений расходов топливных компонентов возможен прогар газогенератора, турбины ТНА или камеры ЖРД, а из-за нарушения баланса мощностей турбины и насоса также и разнос ТНА; в лучшем случае ЖРД просто перестанет работать. С возможностью таких нежелательных явлений приходится особенно считаться при запуске ЖРД, когда наблюдаются характерные «провалы» давления на входе в насос. При развитой К. насосов в ДУ могут возникнуть кавитационные автоколебания. Их совпадение по частоте с собств. колебаниями питающих магистралей, баков или корпуса РН приводит к продольной неустойчивости РН с возможным её разрушением. К вредным последствиям К. относится также разрушение (т. н. кавитац. эрозия) рабочих колёс насосов и элементов др. гидравлич. устройств, вызываемое микрогидроударами вследствие быстрой конденсации (захлопывания) кавитац. пузырьков, попадающих с потоком жидкости в область повышенного давления. При длит. работе ЖРД кавитац. эрозия может привести к ухудшению характеристик насоса и даже выходу его из строя. Уменьшение или предотвращение кавитац. эрозии достигается применением конструкц. материалов с высокими усталостными свойствами (нержавеющих сталей и спец. сплавов). Если К. исключить не удаётся, то в нек-рых случаях оказывается полезным усилить её во входном осевом колесе насоса, создав (спец. профилированием проточной части и выбором рабочих параметров) режим т. н. суперкавитации, при к-ром обтекание лопаток носит струйный характер и кавитац. каверна замыкается за ними, не приводя к разрушению (рис. 1).

Рис. 1. Развитие кавитации в проточной части шнека (поток движется справа налево): *а* — возникновение открытой кавитации; *б* — начало срыва рабочего режима; *в* — срыв рабочего режима







Подавляющее большинство насосов ЖРД работает в режиме скрытой (т. е. слабо развитой) К., при низком входном давлении, позволяющем снизить массу конструкции топливных баков и содержащегося в них газа наддува, системы наддува и в итоге массу всей ДУ (рис. 2). Для улучшения кавитац. качеств насосов перед высоконапорными рабочими колесами устанавливаются низконапорные *шнеки* и др. осевые колёса, а также предусматривается двусторонний вход жидкости в насос. Кроме того, могут устанавливаться бустерные (т. е. вспомогательные) струйные и низкооборотные лопаточные насосы, создающие напор, необходимый для работы осн. насосов.

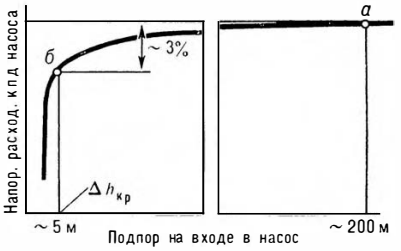


Рис. 2. Типичная кавитационная характеристика насоса ЖРД: *а* — возникновение скрытой кавитации; *б* — начало срыва рабочего режима

В нек-рых случаях явление К. используется для управления работой ЖРД. В магистралях таких ЖРД устанавливаются сопла Вентури или жиклёры, в к-рых происходит К. жидкости за счёт сильного местного уменьшения проходного сечения. При достижении образовавшейся парожидкостной смесью скорости звука расход через магистраль становится прямо пропорциональным входному давлению и не зависит от колебаний выходного. Наличие кавитирующих сопел в магистралях питания газогенераторов ЖРД *ЛР-87-АДжей-5*, *ЛР-91-АДжей-5* и *АшМ-7* обеспечивает поддержание с удовлетворит. точностью заданных значений расходов топливных компонентов через газогенератор и, следовательно, неизменность режима ра-

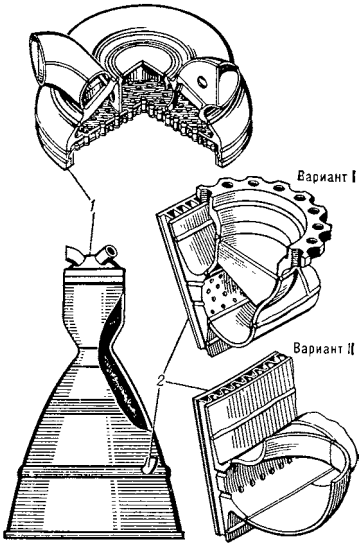
боты ЖРД. Установка в магистрали питания камеры ЖРД *ЛМДЭ* кавитирующих сопел с регулируемым проходным сечением упростила задачу регулирования ЖРД в широком диапазоне тяги при сохранении неизменного соотношения топливных компонентов. Кавитирующие элементы могут использоваться также для замедления поступления топливных компонентов в камеру и газогенератор с целью обеспечения надлежащего запуска ЖРД. В этом случае элемент кавитирует в процессе заполнения магистрали жидкостью, при малом противодавлении; впоследствии К. прекращается, и элемент работает как низкоперепадное гидравлич. сопротивление.

Б. Н. Чумаченко, В. И. Прищепа.

КА́ЖУЩАЯСЯ СКО́РОСТЬ — скорость РН и КА, определяемая по значению *кажущегося ускорения*. К. с. измеряется бортовыми приборами — интеграторами линейных ускорений или вычисляется по кажущемуся ускорению (см. *Датчик кажущейся скорости*).

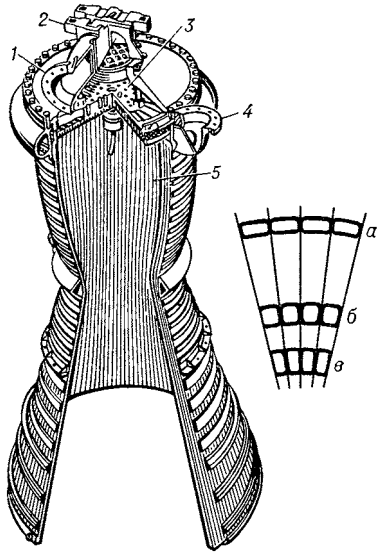
КА́ЖУЩЕЕСЯ УСКОРЕ́НИЕ — часть полного ускорения РН и КА, сообщаемая всеми действующими на него внешними силами, за исключением сил тяготения. К. у. измеряется *акселерометрами*, установленными на РН и КА. Добавлением к К. у. гравитационного ускорения определяется полное ускорение РН и КА.

КА́МЕРА жидкостного ракетного двигателя — основной агрегат ЖРД, состоящий из камеры сгорания и *сопла*. В К. ЖРД вводятся *окислитель* и *горючее*, к-рые сгорают при взаимном контакте, либо *унитарное ракетное топливо*, разлагающееся при прохождении через *катализатор*, размещённый в К. сгорания (К. разложения).



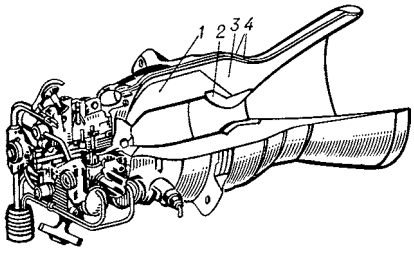
Камера ЖРД конструкции ГДЛ-ОКБ (со связанными оболочками): *1* — форсуночная головка с патрубками подвода окислителя (окислительного газа); *2* — патрубок подвода горючего

Ввод топлива осуществляется при помощи форсунок, объединяемых обычно в конструктивный элемент камеры, наз. *форсуночной головкой* (ФГ). В зависимости от агрегатного состояния поступающих в форсунки продуктов различают К. ЖРД, работающие по схемам «жидкость — жидкость», «газ — жидкость», «газ — газ». Газообразными продуктами могут быть како хладитель, испарившийся в тракте *регенеративного охлаждения*, так и отработанное рабочее



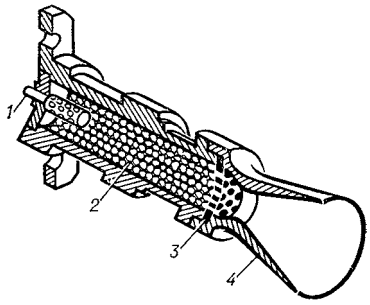
Трубчатая камера ЖРД: *1* — патрубок подвода окислителя; *2* — карданный подвес; *3* — форсуночная головка; *4* — патрубок подвода горючего; *5* — трубчатый корпус; *а* — сечение выходного участка сопла; *б* — сечение цилиндрической части камеры; *в* — сечение горловины сопла

тело турбины (в ЖРД с дожиганием генераторного газа). Кроме корпуса и ФГ, К. ЖРД содержит в общем случае топливные входные патрубки, распределит. коллекторы и трубопроводы, пусковые зажигат. устройства, опорные элементы для крепления РД к ЛА и т. д. Конструкция К. зависит от вида топлива, уровня тяги и давления в К. сгорания. По значению последнего параметра, к-рое для серийных ЖРД находится приблизительно в диапазоне от 0,5 до 25 МПа, К. ЖРД целесообразно разделить на агрегаты низкого, ср. и высокого давления (условными границами являются 2 и 10 МПа).



Камера ЖРД с абляционным охлаждением: *1* — рефразильный пластик; *2* — жаропрочная молибденовая вставка с защитным покрытием двуокисью циркония; *3* — фенопласт, армированный двуокисью кремния; *4* — стеклопластиковая намотка

К. последних двух типов, т. е. высокого и ср. давления, входят в состав ЖРД с насосной подачей двухкомпонентного ракетного топлива. В отечеств. ЖРД (напр., *РД-107*, *РД-119*, *РД-214*, *РД-219*, *РД-253*) применяются т. н. камеры со связанными оболочками конструкции *ГДЛ — ОКБ*. ФГ этих камер представляют собой пакетную конструкцию с внешним, промежуточным и огневым днищами, к-рые образуют полости окислителя и горючего; два последних днища скреплены при помощи форсунок, число к-рых достигает неск. сотен. Корпус К. содержит внутр. огневую стенку и внеш. силовую рубашку, к-рые прочно соединены продольными или спиральными паяными швами через промежуточную гофрированную стенку (проставку) либо через рёбра, выфрезерованные на огневой стенке. Каналы внутри корпуса образуют тракт регене-



Камера ЖРД однокомпонентного топлива: *1* — форсунка; *2* — катализатор; *3* — удерживающая решётка; *4* — сопло

ративного охлаждения; охладителем является обычно горючее. В качестве конструкц. материалов К. используются нержавеющие и высокопрочные стали, титановые и медные сплавы. В норм. рабочих условиях темп-ра медных и титановых деталей не превышает 800 К, стальных — 1400 К. Медные сплавы, будучи относительно малопрочными, отличаются высокой теплопроводностью. Из них изготовляются внутр. стенки, огневые днища и форсунки особо теплонапряжённых К. Снижение тепловых потоков достигается нанесением на стенки керамических теплоизоляционных покрытий.

В зарубежных ЖРД с насосной подачей топлива применяются трубчатые камеры; их корпуса образованы спаянными между собой профилиров. трубками (с толщиной стенок 0,2—0,5 мм) из нержавеющей стали или никелевых сплавов, по к-рым протекает охладитель — горючее. Число трубок — от неск. десятков до неск. сотен. Прочность корпуса обеспечивается внеш. силовой оболочкой (в области К. сгорания и горловины сопла) и бандажами. ФГ — обычно съёмная, с круглыми прямыми или наклонными отверстиями для распыления топлива. Число отверстий может достигать неск. тысяч. Трубчатые К. ЖРД рассчитаны на ср. давление. В созданных за рубежом камерах высокого давления (см. *ССМЭ*) используются конструкции со связанными оболочками, не отличающиеся принципиально от отечественных.

К. ЖРД с насосной подачей развивают макс. уд. импульс среди камер ХРД, но отличаются высокой теплонапряжённостью. В дополнение к регенеративному в них обычно предусматривается также *завесное охлаждение*. Огранич. применение находит *транспирационное охлаждение*.

К. низкого давления для ЖРД, работающих на двухкомпонентном топливе,

рассчитываются на завесное охлаждение (при помощи форсунок) в сочетании с абляционным (см. *Абляция*) или радиационным (т. е. излучением теплоты). В указанных ЖРД предусматривается вытеснит. подача топлива, и они развивают небольшую тягу. Использование в этом случае регенеративного охлаждения неприемлемо либо невозможно по след. причинам: 1) преодоление гидравлич. сопротивления охлаждающего тракта связано с необходимостью увеличения давления в топливных баках и, следовательно, с их утяжелением; 2) с уменьшением тяги К. ЖРД расход топлива уменьшается быстрее, чем кол-во теплоты, поступающей на стенку; начиная с нек-рого значения тяги охладить камеру невозможно даже при использовании всего топлива; 3) наличие охлаждающего тракта увеличивает объём полостей между пуско-отсечными клапанами и зоной горения, ухудшая динамич. характеристики ЖРД, к к-рым во мн. случаях предъявляются повышенные требования.

Абляц. охлаждение применяется в наиболее теплонапряжённых частях К. низкого давления (К. сгорания и горловина сопла). Последние при этом изготовляются на технологич. оправке (имеющей форму внутр. контура камеры), на к-рую наносятся последовательно слой абляц. материала и слой теплоизоляционного; после нанесения каждый из них подвергается отверждению. Полученная конструкция заключается в силовую оболочку. При работе такой К. её внутр. поверхность нагревается до 1500—2000 К. Ресурс К. ограничен допустимым уносом абляц. материала и не превышает обычно 10—15 мин. В ЖРД *ЛМДЭ* уносится, напр., ок. 25% нач. массы материала; площадь миним. проходного сечения К. увеличивается на 8%, что приводит к снижению уд. импульса на 20 м/с. Нежелательное изменение параметров К. предотвращается применением в горловине К. вкладышей из жаропрочных материалов (пирографита, вольфрамовых сплавов, карбида кремния), устанавливаемых на термостойком клее. При использовании абляц. охлаждения в К. ЖРД, рассчитанных на многократное включение, необходимо учитывать передачу теплоты от нагретых частей конструкции к холодным, происходящую после выключения двигателя. Благодаря этому явлению термич. разложение абляц. материала может продолжаться ещё в течение 100 с и более (пока темп-ра не понизится до ~ 400 К); следствием являются дополнит. унос материала и нежелательный *импульс последействия* ЖРД. Кроме того, в процессе передачи теплоты температура отдельных элементов конструкции может превысить допустимую.

Для охлаждения стенок К. ЖРД, работающих в условиях малых тепловых нагрузок (напр., выходных участков сопел с большими степенями расширения), применяется *радиационное охлаждение*, а сами стенки изготовляются из жаропрочных сплавов (в нек-рых случаях — из обычных нержавеющих сталей). На них могут наноситься керамич. покрытия: изнутри — теплоизоляц. и противоокислительные, снаружи — излучающие. Тепловое равновесие для таких К. ЖРД устанавливается при нагреве стенок до 1000—2000 К. Для эффективного охлаждения излучающие поверхности не должны затеняться др. элементами ЖРД и ЛА. К., корпуса к-рых полностью охлаждаются излучением, характерны для ЖРД тягой менее 10 кН, рассчитанных на длит. ресурс и многократное включение (примером является *Р-4Д*). В указанных К. предусматривается дополнительно интенсивная охлаждающая завеса, создаваемая периферийными форсунками. Это приводит к значит. потерям уд. импульса, объясняющимся понижением ср. темп-ры газов в К. сгорания и нарушением однородности их состава и свойств.

Специфична конструкция К. ЖРД, работающих на унитарном топливе. Они представляют собой небольшие агрегаты (тяга редко превышает 0,5 кН), начинённые твёрдым зернистым катализатором. Невысокая темп-ра газов в К., работающих на перекиси водорода (~1000 К для концентрации 90%), позволяет изготовлять их из обычной нержавеющей стали в расчёте на радиац. охлаждение. Эти ЖРД вытесняются более совершенными — гидразиновыми. Темп-ра продуктов разложения гидразина составляет ~ 1350 К, и К. изготовляются из жаропрочных сплавов. В этих агрегатах ФГ не всегда имеет вид чётко выраженного конструктивного элемента, а форсунки представляют собой отверстия или трубки, снабжённые обычно сетчатыми элементами (для надлежащего распыления топлива и предохранения системы питания от засорения частицами катализатора).

В. И. Прищепа.

КА́МЕРА ракетного двигателя — основной агрегат ХРД и некоторых других РД, в к-ром осуществляется превращение потенциальной энергии *рабочего тела* в кинетическую энергию истекающей газовой струи с целью получения реактивной тяги. К. определяет тягу и удельный импульс всего РД.

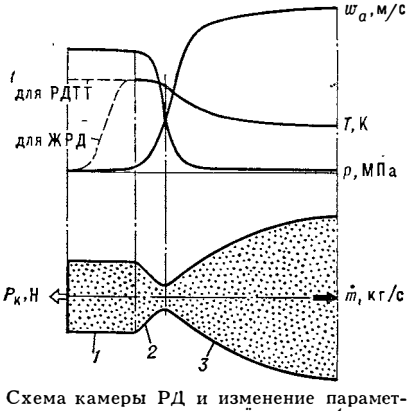
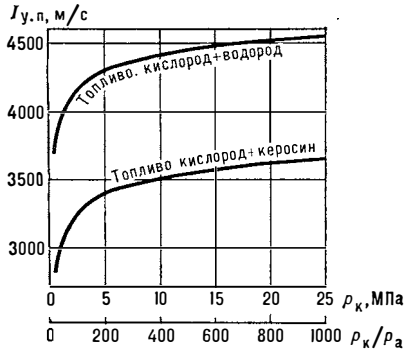


Схема камеры РД и изменение параметров газового потока по её длине: *1* — камера сгорания; *2* — дозвуковая часть сопла; *3* — сверхзвуковая часть сопла

Камера ХРД содержит камеру сгорания (КС), в к-рой производится сжигание ракетного топлива и дожигание генераторного газа, и *сопло*, к-рое разгоняет полученный в КС газ до сверхзвуковых скоростей. Конструкция К. должна обеспечивать высокую полноту сгорания топлива, малые тепловые потери и миним. потери тяги в сопле. В числе осн. проблем, решаемых при создании К.,— предотвращение *неустойчивости рабочего процесса* РД.

КС представляет собой ёмкость, обычно цилиндрич. формы; жидкие и газообразные компоненты топлива подаются в КС, твёрдые — размещаются непосредственно в КС в виде *заряда*. Поэтому в ЖРД размеры КС малы, в РДТТ определяют собой габариты всей ДУ. После достижения рабочих значений давление и темп-ра в КС поддерживаются автоматически, будучи почти одинаковыми по всему объёму КС, и по мере разгона газа в сопле уменьшаются (темп-ра может снизиться в 5 раз, а давление — более чем в 10 тыс. раз).



Зависимость удельного импульса камеры в пустоте $I_{у.п}$ от начального давления газов $p_к$ при расширении их в сопле до давления $p_а$ = 0,025 МПа при разных топливах

Тяга К. ($P_к$), являющаяся равнодействующей всех внутр. и внеш. сил давления на стенки К., определяется по формуле: $P_к = \dot{m}w_а + F_а(p_а - p_н)$, где $\dot{m}$ — массовый секундный расход топлива; $w_а$ — скорость истечения газов; $F_а$ — площадь выходного сечения К.; $p_а$ — давление газов на выходе из К., $p_н$ — внеш. давление. Уд. импульс К. ($I_у$) равен отношению тяги $P_к$ к секундному расходу топлива $\dot{m}$. В реальных условиях $\dot{m}w_а \gg F_а(p_а - p_н)$, поэтому $P_к \approx \dot{m}w_а$ и $I_у \approx w_а$ (м/с) $= 129\sqrt{T_к[1-(p_а/p_к)^\lambda]/\mu\lambda}$, где $T_к$ — темп-ра газа в КС (выраженная в К), $p_к$ — его давление, μ — молекулярная масса; λ — коэффициент, зависящий от теплофизических свойств газа и характеризующий процесс его разгона; $\lambda = (n-1)/n$, где n — ср. показатель изоэнтропы расширения газа в сопле (равен 1,1—1,3).

Значения $T_к$, μ, λ определяются главным образом типом ракетного топлива. При равной теплоёмкости продуктов сгорания топлив большей теплоте сгорания соответствует большее значение $T_к$ и, следовательно, $I_у$. Параметр μ определяет газопроизводительность топлива (чем он меньше, тем больше газов образуется в КС и тем выше $I_у$). Значения $p_к$ и $p_а$ выбираются при конструировании РД. Выбор $p_к$ определяется в большой степени спецификой разл. РД; диапазон $p_к$ для совр. РД составляет ≈ 0,5—25МПа. Значение $p_а$ устанавливается исходя из внеш. условий, в к-рых будет работать РД. При этом учитывается влияние $p_а$ на слагаемые в формуле для $P_к$, а также на размеры и массу сопла. Стартовые РД проектируются на $p_а$ = 0,04—0,07 МПа; РД, включающиеся в разрежённых слоях атмосферы и в космосе,— на меньшие $p_а$ (до сотен Па). По мере подъёма РН тяга и уд. импульс РД возрастают, однако остаются меньше тех, к-рые получились бы при условии равенства $p_а$ внеш. давлению в течение всего полёта.

Высокие темп-ры, давления и скорости газа в К. определяют её высокую теплонапряжённость. Передача теплоты от газа в конструкцию К. связана в осн.

с конвективным теплообменом, на долю к-рого приходится 75—95% кол-ва теплоты; остальная часть передаётся лучистым (радиационным) теплообменом. Мерой теплонапряжённости К. является плотность теплового потока q в Вт/м², т. е. отношение кол-ва теплоты, проходящей через поверхность К., к продолжительности теплового процесса и площади этой поверхности. Параметр q почти постоянен по длине КС, затем возрастает с резко выраженным пиком в горловине сопла, после чего уменьшается, достигая миним. значения на выходе из К.

Работоспособность К. обеспечивается применением в ней жаропрочных и теплоизоляц. материалов наряду с использованием разл. видов охлаждения. В самых теплонапряжённых К. используется *регенеративное охлаждение*, в менее теплонапряжённых — абляционное (см. *Абляция*) и радиационное (т. е. излучение теплоты). Эти виды часто сочетаются с *завесным охлаждением* и *транспирационным охлаждением*. Ограниченно применяется *ёмкостное охлаждение*. При выборе способа охлаждения учитываются границы его применимости, наличие охладителя и его свойства, потери уд. импульса и др. факторы. К. нек-рых *газовых ракетных двигателей* содержат вместо КС простую ёмкость, в к-рую поступает рабочее тело перед расширением в сопле. См. *Внутренняя баллистика*, *Ракетный двигатель твёрдого топлива*, *Камера жидкостного ракетного двигателя*.

В. И. Прищепа.

КАНА́ВЕРАЛ (Canaveral) — мыс на востоке п-ова Флорида в США. Образован песчаными косами. На К. находится *Восточный испытательный полигон* с Космич. центром им. Дж. Кеннеди, на к-ром проводятся отработка и испытания ракетной техники и запуски КА. В 1964—1973 наз. мысом Кеннеди.

КАНА́ДСКИЕ ИСКУ́ССТВЕННЫЕ СПУ́ТНИКИ ЗЕМЛИ́ — см. *Космическая программа Канады*.

КАНА́Л ТАНГА́ЖА, курса (рысканья), крена (вращения) — см. *Тангажа, курса, крена углы*.

КА́ННИНГЕМ (Cunningham) Уолтер (р. 1932) — космонавт США. С 1951 — в ВМС США, где освоил профессию лётчика. В дальнейшем ушёл с действит. воен. службы, но остался в резерве мор. пехоты (майор). В 1960 окончил Калифорнийский ун-т в Лос-Анджелесе. По специальности физик. В 1961 там же получил степень магистра наук по физике, затем окончил докторантуру. Работал в одной из пром. корпораций, где занимался вопросами защиты от баллистич. ракет, запускаемых с подводных лодок, а также изучал проблемы земного магнетизма. Разработанный им трёхосный магнитометр впоследствии был установлен на борту первой орбит. геофизич. обсерватории, запущенной НАСА. С 1963 в группе космонавтов НАСА. 11—12 окт. 1968 совм. с У. *Ширрой* и Д. *Эйзелом* совершил полёт на КК «Аполлон-7»; проводилось первое лётное испытание осн. блока КК «Аполлон». Полёт продолжался 10 сут 20 ч 9 мин 3 с (163 оборота вокруг Земли). Руководил группой космонавтов по программе «Скайлэб». Награждён золотой медалью НАСА «За выдающиеся заслуги», медалью де Лаво (ФАИ). В 1971 уволен из НАСА. Гл. вице-президент фирмы 3D/International (Хьюстон).

КАНОНИ́ЧЕСКИЕ ПЕРЕМЕ́ННЫЕ в небесной механике — специальные *элементы орбиты*, нередко употребляемые вместо кеплеровских. Уравнения истинного движения небесных тел (см. *Движения теории* аналитические) в этих переменных имеют вид *Гамильтона уравнений*. Примерами К. п. служат *Делоне элементы* и *Пуанкаре элементы*.

КАНОНИ́ЧЕСКИЕ ПРЕОБРАЗОВА́НИЯ — преобразования *канонических переменных* $\mathbf{p}$ и $\mathbf{q}$ к новым переменным ξ и η, при к-рых уравнения движения сохраняют форму *Гамильтона уравнений*. Часто К. п. выполняются с помощью определяющей функции $S(\mathbf{q}, \xi, t)$ по следующим формулам:

$$\mathbf{p}=\frac{\partial S}{\partial \mathbf{q}},\ \eta=-\frac{\partial S}{\partial \xi},$$

дающим неявную зависимость

$$\mathbf{p}=\mathbf{p}(\xi,\ \eta,\ t),\ \ \mathbf{q}=\mathbf{q}(\xi,\ \eta, t).$$

При этом необходимо, чтобы определитель матрицы $\left\|\frac{\partial^2 S}{\partial \mathbf{q}\,\partial \xi}\right\|$ был отличен от нуля. Если в переменных $\mathbf{p}$ и $\mathbf{q}$ уравнения имели канонич. форму с функцией Гамильтона H, то новая функция Гамильтона F для уравнений в переменных ξ и η будет иметь вид

$$F=H+\frac{\partial S}{\partial t}.$$

КАНО́ПУС (α Киля) — звезда южного полушария неба. Визуальная *звёздная величина* — 0,75, расстояние от Солнца 160 пк. Наблюдается в направлении, примерно совпадающем с нормалью к плоскости *эклиптики*. При движении межпланетных КА, траектории к-рых лежат в плоскости эклиптики, угол между линиями, соединяющими КА с Солнцем и К., остаётся почти неизменным на протяжении полёта. Удобное расположение на небесной сфере наряду с большой яркостью (К.— вторая по яркости после Сириуса звезда на небе) делает К. удобным опорным светилом для солнечно-звёздной ориентации КА.

КА́ПСУЛА (лат. capsula, от capsa — вместилище, ящик) — одно из названий *спускаемого аппарата* амер. ИСЗ и КК.

КАПУ́СТИН ЯР — космодром СССР. Осн. в 1946. На космодроме под рук. С. П. *Королёва* в 1948—56 испытывались первые сов. баллистич. и геофизич. ракеты. На космодроме размещены стартовые комплексы для запуска спутников типа «Космос», «Интеркосмос», а также стартующих вертикально геофизич. и н.-и. ракет; имеются технические позиции и измерит. пункты с радиотехнич. системами для измерения параметров полёта ракет-носителей на активном участке траектории. С космодрома осуществлены пуски геофизич. ракет «Вертикаль», запуски ИСЗ серий «Космос» и «Интеркосмос», инд. ИСЗ «Ариабхата» и «Бхаскара», франц. ИСЗ «Спег-3».

КАРАНТИ́ННАЯ СТА́НЦИЯ — пункт для осуществления комплекса *карантинных мероприятий*. Впервые использована после полёта КК «Аполлон-11» на Луну; состояла из специального подвижного фургона, а также стационарных помещений в Центре пилотируемых полётов им. Л. Джонсона (Хьюстон).

КАРАНТИ́ННЫЕ МЕРОПРИЯ́ТИЯ — комплекс медико-санитарных мероприятий для предупреждения заноса микроорганизмов на Землю с др. небесных тел и наоборот. К К. м. относится стерилизация КА, обеспечивающая гибель микроорганизмов, находящихся на КА.

У. Каннингем

Т. Карман

Для КК К. м. после посадки на Землю включают: изоляцию космонавтов, опрос о состоянии здоровья, врачебный осмотр, микробиол. исследования смывов с поверхности тела и слизистых оболочек космонавтов, с поверхностей корабля, исследования флоры атмосферы кабины и в случае необходимости — проведение дезинфекции. К. м. могут также осуществляться с целью профилактики инфекционных заболеваний космонавтов в предполётном периоде.

КАРДА́ННЫЙ ПОДВЕ́С — система крепления РД на РН и КА с помощью универсального шарнира (кардана), позволяющая менять положение продольной оси РД (линии действия силы тяги) относительно направления на центр масс РН и КА с целью изменения направления вектора тяги для обеспечения управления полётом. Установка ЖРД на К. п. разрабатывалась В. П. *Глушко* в 1931.

Первые полёты с К. п. двигателя (ЖРД) осуществил Р. *Годдард* в 1937.

КА́РМАН (Karman) Теодор фон (1881—1963) — американский учёный и организатор исследований в области авиации и ракетной техники. По национальности венгр. Окончил Королевский технич. ун-т в Будапеште (1902). Работал в ун-тах Германии и Венгрии, консультант фирм «Юнкерс» и «Цеппелин» (1924—28). С 1930 жил и работал в США; в 1936 получил амер. гражданство. Основатель и директор Гуггенхеймской аэронавтич. лаборатории Калифорнийского технологич. ин-та (1930—49), директор Лаборатории реактивного движения (1942—45). Основатель и гл. консультант фирмы «Аэроджет энджиниринг корпорейшен» (Aerojet Engineering Corp.), затем «Аэроджет-дженерал корпорейшен» (Aerojet-General Corp.) с 1942. Руководитель экспериментальных и теоретич. исследований в области ракетной техники в США в 1930—40-е гг. Автор мн. науч. работ в области механики, гидро- и аэродинамики, термодинамики, теории прочности и др. Один из основателей и первый президент Междунар. академии астронавтики (1960—61). Обладатель мн. почётных премий и наград. Чл. мн. иностр. академий, науч. учреждений и обществ. В 1948 учреждена премия его имени. Именем К. назв. кратер на Луне.

КА́РПЕНТЕР (Carpenter) Малколм Скотт (р. 1925) — космонавт США, капитан 3-го ранга ВМС в отставке. В 1949 окончил Колорадский ун-т, получив степень бакалавра наук по авиац. технике. Проходил лётную подготовку в Пенсаколе (шт. Флорида) и Корпус-Кристи (шт. Техас). После окончания в 1954 школы лётчиков-испытателей в Патаксент-Ривер (шт. Мэриленд) работал в отделении электронных систем авиацион-

М. С. Карпентер

Дж. Карр

по-испытат. центра ВМС. Позднее обучался в военно-мор. школе авиац. разведки в Вашингтоне. С 1959 в группе космонавтов НАСА. 24.5.1962 совершил полёт на КК «Меркурий» («МА-7», др. назв.— «Аврора-7»), к-рый продолжался 4 ч 56 мин 5 с. Участвовал в проектировании и разработке лунной кабины КК «Аполлон», исполнял обязанности пом. директора Центра пилотируемых полётов в Хьюстоне, руководил группой акванавтов подводной мор. лаборатории «Силэб-2». Провёл 30 дней под водой на глубине ~ 75 м; во время этого эксперимента вёл переговоры с космонавтом Г. *Купером*, совершавшим полёт на КК «Джемини-5». После автомобильной катастрофы вышел из группы космонавтов (1969); занимается частным предпринимательством в Лос-Анджелесе (шт. Калифорния). Награждён золотой медалью НАСА «За выдающиеся заслуги».

КАРР (Carr) Джералд (р. 1932) — космонавт США, полковник мор. пехоты в отставке. С 1949 в ВМС США. Окончив в 1954 Южно-Калифорнийский ун-т, получил степень бакалавра наук в области механики и был назначен в корпус мор. пехоты. Тренировался по лётному делу в Пенсаколе (шт. Флорида) и Кингсвилле (шт. Техас), затем служил лётчиком в реактивной авиации. После окончания в 1961 Военно-мор. школы повышения квалификации получил степень бакалавра наук по авиац. технике и в 1962 магистра наук по этой же специальности в Принстонском ун-те. С 1966 в группе космонавтов НАСА. 16.11.1973—8.2.1974 совм. с У. *Поугом* и Э. *Гибсоном* совершил полёт в качестве командира 3-го экипажа орбит. станции «Скайлэб». Полёт продолжался 84 сут 1 ч 15 м 32 с. Трижды выходил в открытый космос (общее время 15 ч 48 мин). Награждён золотой медалью «Космос» (ФАИ), золотой медалью НАСА «За выдающиеся заслуги». С 1977 в отставке. Коммерческий директор фирмы Bovay Engineers, Inc., Хьюстон.

КАРТИ́ННАЯ ПЛО́СКОСТЬ. Гиперболический участок траектории сближения КА с Луной или планетами удобно характеризовать с помощью параметров X и Y, определяемых по формулам

$$X = d \cos \sigma, \quad Y = d \sin \sigma,$$

где d — *дальность прицельная*, σ — угол между плоскостью траектории и нек-рой фиксированной плоскостью, к-рая содержит луч, проходящий через центр притяжения параллельно асимптоте гиперболы. Параметры X и Y можно рассматривать как прямоугольные координаты плоскости, к-рую принято называть К. п. Для траектории полёта к Луне или планетам при малых изменениях нач. параметров движения КА вблизи Земли в осн. изменяются время полёта и координаты К. п. При этом зависимость координат X и Y от вариации нач. параметров близка к линейной, что является осн. преимуществом использования координат К. п. по сравнению с др. параметрами. Иногда под К. п. понимают плоскость, проходящую через центр масс планеты и перпендикулярную асимптоте гиперболы. В этом случае координаты в К. п., соответствующие данной траектории, определяются как координаты точки пересечения траекторией этой плоскости. При использовании К. п., определяемой таким образом, свойство линейности нарушается из-за притяжения КА планетой в окрестности К. п.

КАССИНИ́ ЗАКО́НЫ — приближённые законы вращения Луны, установленные на основе наблюдений франц. астрономом Ж. Кассини (Cassini) в кон. 17 в. К. з. объясняют гл. особенности вращат. движения Луны. Первый К. з.— Луна вращается с постоянной угловой скоростью в прямом направлении вокруг оси, сохраняющей неизменное положение в её теле; время полного оборота её равно сидерическому периоду обращения центра масс Луны вокруг центра масс Земли. Второй К. з.— эклиптическая долгота восходящего узла (см. *Элементы орбиты*) лунной орбиты равна долготе нисходящего узла лунного экватора. Третий К. з.— наклонность лунного экватора к эклиптике постоянна. Отклонения от К. з., наблюдающиеся в действительности, носят характер малых колебаний.

КАТАЛИЗА́ТОР (от греч. katálysis — разрушение) — вещество, ускоряющее химическую реакцию и не претерпевающее при этом химических изменений. К. подразделяются на твёрдые, жидкие и газообразные, на гомогенные и гетерогенные. В ракетной технике применяются гл. обр. твёрдые гетерогенные К., ускоряющие разложение однокомпонентных ракетных топлив или некоторых компонентов жидких ракетных топлив (*перекиси водорода, гидразина, диметилгидразина несимметричного* и т. д.). Например, для разложения перекиси водорода в качестве К. используют окислы и соли железа, двуокись марганца, серебро и т. д.

КАТАЛИЗА́ТОРЫ ГОРЕ́НИЯ твёрдого ракетного топлива. В качестве К. г. используются преимущественно соединения переходных металлов, к-рые способны ускорять высокотемпературное разложение *перхлората аммония* (в смесевом твёрдом ракетном топливе) или *нитратов целлюлозы* (в коллоидном ракетном топливе). Эффективными твёрдыми К. г. являются окись железа, двуокись кремния, хромит меди. Эти добавки вводятся в состав топлива в виде высокодисперсных порошков с размером частиц порядка 5 мкм. Указанные катализаторы в кол-ве 0,3—0,5% повышают скорость горения в 1,3—2 раза. Жидкие К. г. (напр., раствор ферроцена) способны более равномерно, чем твёрдые, распределяться по всей массе топлива, благодаря чему улучшается воспроизводимость баллистич. характеристик смесевых твёрдых топлив.

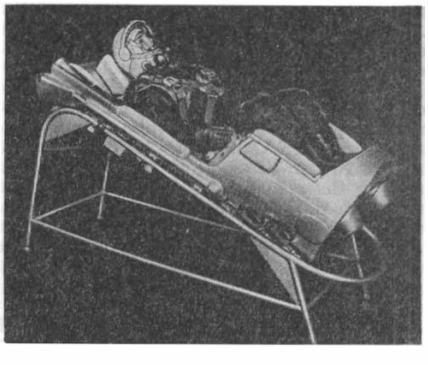
КАТАПУ́ЛЬТА (лат. catapulta, от греч. katapéltēs, от katá — сверху вниз, вниз на и pállō — бросаю, швыряю) наземная — стенд для тренировки лётчиков и космонавтов к воздействию ударных перегрузок, проведения физиологических исследований, а также оценки различных типов катапультируемых кресел, оборудования и снаряжения. Перегрузки при катапультировании обычно не превышают 20 *g* при длительности действия 0,1—0,2 с.

КАТАПУЛЬТИ́РОВАНИЕ — принудительное покидание ЛА, применяемое в авиационной и космической практике. К. осуществляется вместе с катапультируемым креслом, к-рое обычно приводится в движение РДТТ (см. *Аварийного спасения система*). Поскольку осн. опасность грозила космонавту при пуске РН и при посадке, были приняты меры по оснащению первых КК спец. системами безопасности. Особенности спасения при взрыве и пожаре на РН, к-рые носят быстротечный характер, потребовали создания автоматики включения средств спасения. Эта автоматика в определ. последовательности вводила в действие пиротехнич. средства отстрела крышки-люка КК и включала два РДТТ, укреплённых на катапультируемом кресле с космонавтом. РДТТ обеспечивали удаление космонавта из очага пожара на расстояние в неск. сотен м. После этого вводилась в действие парашютная система посадки. В КК «*Восток*» К. входило в общую схему приземления космонавта. При К. возникают ударные перегрузки (макс. ускорение до 30 *g*).

Наземная катапульта

КАТАПУЛЬТИ́РУЕМОЕ КРЕ́СЛО — кресло пилота ЛА, обеспечивающее *катапультирование* космонавта, удаление его на безопасное расстояние от кабины КК и приземление на парашюте. К. к. применялись на КК «Восток» как средство приземления космонавта (катапультирование на выс. 7 км) и предназначались для аварийного покидания КК на нач. участке полёта РН (от момента пуска до выс. 4 км); на КК «Джемини» — для аварийного покидания спускаемого аппарата. В КК «Джемини» после срабатывания пиропатронов, когда кресла с космонавтами оказывались вне корабля, включались вмонтированные в кресла РДТТ (продолжительность ра-

Катапультируемое кресло космонавта КК «Восток» (на подставке)



боты 0,27 с, полный импульс 8,4 кН·с), к-рые отбрасывали К. к. вперёд под углом 49° к продольной оси корабля. К. к. имеет ряд систем и устройств: пиротехнич. стреляющий механизм (иногда с дополнит. пороховыми ракетными ускорителями), парашютные системы, *неприкосновенный аварийный запас*, механизмы для крепления и удержания тела космонавта, отделения космонавта от кресла, автоматич. устройства, обеспечивающие заданную последовательность операций в зависимости от высоты и скорости в момент катапультирования. К. к. применяется в сочетании с высотным защитным снаряжением (*скафандром* или высотно-компенсирующим костюмом), может иметь запас кислорода в баллонах и устройства для вентиляции скафандра.

КАТАПУЛЬТИ́РУЕМЫЙ КОНТЕ́ЙНЕР — контейнер с аппаратурой, подопытными животными или др. грузом, катапультируемыми из КА. В СССР

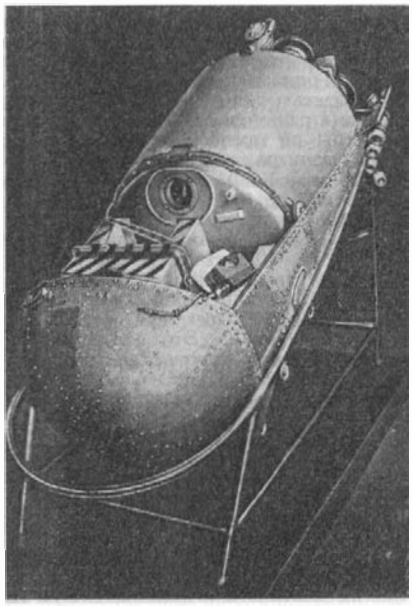
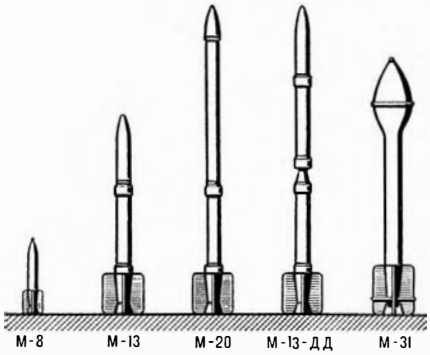


Рис. 1. Катапультируемый контейнер для подопытных животных

использовался для размещения в нём подопытных животных, находящихся на КА. Устанавливался на нек-рых сов. КК-спутниках и был прообразом катапультируемого кресла космонавта. В К. к. размещались: кабина для животных (собак) с автоматом кормления, ассенизационным устройством и системой вентиляции; устройства катапультирования и парашютные системы; радиопередатчики для пеленгации К. к. и др. оборудование. Контейнер катапультировался при спуске КК на выс. ~7 км; скорость его приземления 6—8 м/с. См. рис. 1 и 2.

«КАТЮ́ША» — народное название находившихся в годы Великой Отечествен-



Реактивные снаряды, находившиеся на вооружении Советской Армии в годы Великой Отечественной войны

ной войны 1941—45 на вооружении гвардейских миномётных частей (ГМЧ) боевых машин реактивной артиллерии БМ-13, БМ-8, БМ-31 и др., предназначавшихся для стрельбы реактивными снарядами (РС) типа М-13, М-8, М-31 (см. рис.) и представлявших собой систему «пусковая установка (ПУ) — ракета». Создание РС началось в 1921 разработкой твёрдотопливных ракетных двигателей в *Газодинамической лаборатории* (ГДЛ) Н. И. *Тихомировым*, В. А. *Артемьевым*, а затем Г. Э. *Лангемаком*, Б. С. *Петропавловским* и др. Разработка и полигонные испытания РС (прототипов снарядов для «К.») и ПУ для них проводились в ГДЛ в 1929—33 под рук. Петропавловского и Лангемака, при участии Е. С. Петрова, И. Т. *Клеймёнова* и др. и завершились в *Реактивном научно-исследовательском институте* (РНИИ) под рук. Лангемака, при участии Артемьева, Клеймёнова, Ю. А. *Победоносцева*, К. К. Глухарёва, В. Г. Бессонова и др. (в части РС), И. И. Гвая и др. (в части ПУ). В дек. 1937 на вооружение ВВС были приняты РС-82 и ПУ для них на самолётах И-15, И-16, И-153 и др., а позднее — РС-132 и ПУ для них на самолётах СБ и Ил-2. В 1939 авиац. ПУ и РС успешно применялись в боевых действиях у р. Халхин-Гол против япон. войск. В 1938 группа конструкторов РНИИ под рук. Гвая, при участии А. В. Краюшкина, А. С. Попова, А. П. Павленко, а позднее В. Н. Галковского и др. приступила к разработке самоходной многозарядной ПУ для РС-132 на базе автомобиля, а группа под рук. Победоносцева и при участии Артемьева, Д. А. Шитова, А. С. Пономаренко и др. продолжала работы по усовершенствованию РС. В 1939 закончено изготовление опытных образцов ПУ МУ-1, М-2. С 1940 началось производство доработанных РС-82 и РС-132, получивших индексы М-8 и М-13 соответственно.

В нач. 1941 воронежскому з-ду им. Коминтерна была заказана опытная партия ПУ для их отработки и дальнейших испытаний. В связи с началом Великой Отечеств. войны последние испытания проводились во фронтовых условиях отдельной экспериментальной батареей под командованием капитана И. А. Флёрова, составл. из ПУ производства РНИИ; начались первым залпом под г. Орша 14.7.1941. Создание серийной ПУ «К.» (БМ-13) завершено в августе 1941 СКБ моск. з-да «Компрессор», определённым 30.6.1941 головным по совершенствованию и созданию новых типов ПУ «К.». Работы СКБ по ПУ «К.» возглавлялись гл. конструктором В. П. Барминым при участии Ю. Э. Эндеки, А. Н. Васильева, В. А. Тимофеева, В. А. Рудницкого, В. М. Васильева, А. Н. Глюске и др. За годы войны в СКБ разработано св. 75 типов ПУ «К.». Из них 36 типов (новых и модифицированных) принято на вооружение сухопутных войск и ВМФ СССР: в авг. 1941— 36-зарядная БМ-8 на автомобиле, в окт. 1941 — 24-зарядная БМ-13 на гусеничном тракторе, в мае 1942 — мор. установки М-13-М и М-8-М на бронекатерах, во второй половине 1942 — 4- и 8-зарядные ПУ М-30 и М-31, в июне 1942 — 48-зарядная БМ-8 на автомобиле, ставшая основной для стрельбы РС М-8, в марте 1943 — нормализованная БМ-13Н, в мае 1943 — 12-зарядная БМ-31-12 (с сотовыми направляющими) на автомобиле, в марте 1945 — универсальная улучшенной кучности стрельбы (со спиральными направляющими) БМ-31-СН и др. В годы войны НИИ и КБ провели модификацию и разработку новых РС: в авг. 1941 принят на вооружение РС М-8 (модернизирован в 1942, 1943 и 1945); в июне 1942 — М-20, М-30; в нач. 1943 — М-31; в апр. 1944 — М-13УК и М-31УК.

ПУ «К.» состоит из след. осн. узлов: направляющих для придания направления РС на нач. стадии их движения, соединённых в пакет, блок или кассеты; фермы или рамы для закрепления на ней направляющих; поворотного устройства в виде рамы или вертлюга для обеспечения разворота в горизонтальной плоскости и изменения угла возвышения направляющих при наведении их на цель; механизмов наведения, направляющих на цель по горизонту и углу возвышения; системы прицеливания в виде гаубичного или миномётного прицела, устанавливаемого на консоли, откидывающейся перед стрельбой и на марше с целью предохранения его от повреждения; системы электрооборудования, состоящей из источника тока в виде аккумуляторной батареи, электроконтактов, замыкающих электрич. цепь на РС, прибора управления (ведения) огнём (ПУО), распределяющего подачу импульсов электрич. тока по направляющим, и проводов, объединяющих аккумуляторную батарею, электроконтакты на направляющих и ПУО в единую электрич. цепь; основания в виде шасси автомобиля, трактора или танка, оборудованного для монтажа ПУ.

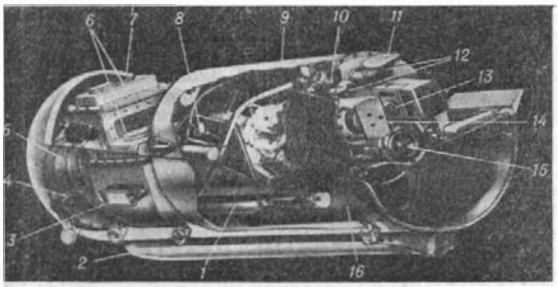
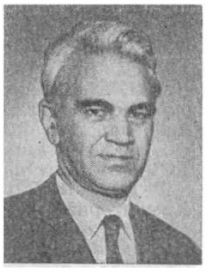


Рис. 2. Герметичная кабина для животных в катапультируемом контейнере на втором советском корабле-спутнике: *1* — баллон системы воздухоснабжения; *2* — пиротехнический механизм катапультирования; *3* — блок радиопеленгаторного устройства; *4* — аккумуляторная батарея для прогрева пробирок с микробами; *5* — аккумуляторная батарея системы электропитания; *6* — блоки научной аппаратуры; *7* — корпус контейнера; *8* — датчик движения; *9* — герметичная кабина с животным; *10* — микрофон; *11* — антенна радиопеленгаторного устройства; *12* — клапаны вдоха и выдоха; *13* — телевизионная камера; *14* — зеркало; *15* — вентиляционная установка; *16* — автомат комбинированного питания

Б. Квасил



М. В. Келдыш

Конструктивные решения ПУ «К.» в зависимости от их назначения, типа РС и трансп. средств (в качестве ходовой части) имеют принципиальные различия. Так, у БМ-13, БМ-13Н и их модификаций направляющие изготовлены в виде двутавровой балки (тип «балка») с приклёпанными к её горизонтальным полкам желобами, на к-рых сделаны продольные прорези, удерживающие РС в нач. период движения. Направляющие собраны в плоский пакет и закреплены на трубчатой ферме. В казённой (задней) части они имеют электроконтакты и вручную запирающиеся замки, удерживающие РС на направляющих и от перемещения по направляющим на марше. У БМ-31-12 (поскольку применяемый РС М-31 не имеет ведущих штифтов и электроконтактов) направляющие сделаны в виде ячеек (тип «сотовая ячейка»), сваренных из четырёх трубок и обойм, а сами направляющие сварены с рамой в двухъярусный единый блок. В задней части блока имеются решётчатые рамки, фиксирующие РС в направляющих, а также колодка для подключения проводников запальной части РС к электроцепи «К.». БМ-13-СН, являющаяся универсальной ПУ улучшенной кучности стрельбы, снабжена т. н. «спиральными» направляющими в виде ячеек, сваренных из закрученных по винтовой линии трёх трубок, Н-образного прутка и обойм. В казённой части направляющие имеют электроконтакты и автомеханич. запорные устройства, удерживающие РС от выпадения и перемещений на марше. Н-образные прутки, изогнутые по винтовой линии с переменным шагом, придают РС вращение при их движении по направляющим при выстреле. БМ-8-36 снабжены направляющими в виде трубок с привёрнутыми к ним желобами; по продольным порезам в желобах движутся ведущие штифты РС, удерживающие их на направляющих. В казённой части имеются пиропистолеты с пиропатронами, воспламеняющие запальную часть РС. Заряжание БМ-8-36 производится с дульной части. БМ-8-24, БМ-8-48 и их модификации имеют направляющие из двутавровых балок, аналогичные направляющим БМ-13 и БМ-13Н, но отличающиеся от них размерами, наличием в казённой части замков, удерживающих РС, пиропистолетов и т. д. Значительно отличаются по своему конструктивному решению ПУ «К.» для ВМФ — М-8-М, М-13-М и др., к-рые имеют направляющие типа «балка», аналогичные направляющим БМ-13 и БМ-8, но усиленные и со специальным устройством в казённой части, позволяющим удерживать РС в условиях качки и шторма. Эти «К.», предназначенные для установки на речных и морских бронекатерах и судах, могут вести круговой обстрел, наводиться на цель и вести стрельбу из-под палубного помещения. В отдельную группу по конструктивному решению выделяются ПУ для тяжёлых РС М-30 и М-31. ПУ (4- и 8-зарядные) выполнены в виде наклонных рам со съёмной опорой в передней части и неподвижной задней опорой с сошниками, без направляющих. Направляющими для РС служат их укупорки, к-рые вместе с РС укладываются в 1 или 2 ряда (по 4 в ряду) на наклонную раму станка и закрепляются на ней стяжками. Внутри укупорки имеются направляющие металлич. полосы, по к-рым скользят РС при выстреле. Электрооборудование, при помощи к-рого воспламеняется электрозапал РС и производится выстрел, состоит из подрывной машинки, дающей импульс электрич. тока; устройства, распределяющего ток по отд. РС; контактной коробки для подсоединения проводников от РС к системе электрооборудования и проводов. Наведение на цель по горизонту производится соответствующей установкой ПУ на позиции, а по углу возвышения — с помощью ряда отверстий на передней опорной стойке наклонной рамы и запирающей чеки, фиксирующей требуемый угол наклона рамы.

См. вкл. XXXVII. *А. Н. Васильев.*

КА́УФМАНА ДВИ́ГАТЕЛЬ — вид ионного РД с объёмной ионизацией рабочего тела. См. *Электростатический ракетный двигатель.*

КАЧА́НИЕ ракетного двигателя — поворот РД в шарнирном подвесе с целью изменения направления вектора тяги относительно центра масс РН или КА. См. *Карданный подвес.*

КВА́ДЖАЛЕЙН (Kwajalein) — ракетный полигон США, расположенный в Тихом океане на расстоянии 8000 км к югозападу от побережья США на атолле Кваджалейн (9°15′ с. ш., 167°30′ в. д.), входящем в состав Маршалловых островов.

КВАЗА́РЫ (англ. quasar, сокр. от quasi-stellar radiosource — квазизвёздный радиоисточник) — сильные радиоисточники малых угловых размеров, видимые даже в большие телескопы как слабые голубые звёздочки. В спектрах К. все линии смещены в сторону длинных волн (т. н. красное смещение). Большое красное смещение наблюдается также и в спектрах объектов, получивших название «квазизвёздные галактики» (сокращённо — «квазаги»), к-рые почти ничем не отличаются от К. по свечению в оптич. диапазоне, но имеют гораздо более слабое радиоизлучение. К. и квазаги составляют единый класс «квазизвёздных объектов» (КЗО), являющихся, по совр. представлениям, самыми далёкими из внегалактич. объектов (от неск. сотен до неск. тыс. Мпк). Сильное красное смещение линий в спектрах КЗО объясняется тем, что вследствие общего космологич. расширения Вселенной скорости их удаления от наблюдателя достигают десятков и сотен тысяч км/с. КЗО распределены в пространстве достаточно равномерно; этим они отличаются от *галактик*, мн. из к-рых входят в состав отд. скоплений. По мере перехода ко всё более удалённым от наблюдателя областям Вселенной пространств. плотность КЗО сильно возрастает, причём в единице объёма содержится примерно в 50—100 раз больше квазаров, чем К. КЗО — мощные источники излучения. Напр., в оптич. диапазоне мощность энерговыделения нек-рых из них достигает 10^{39} Вт. Это в тысячи раз превосходит оптич. излучение нормальных галактик и в 10^{13} раз больше излучения Солнца. Не менее сильно излучают КЗО и в др. диапазонах: радио, ИК, рентгеновском. Максимум энерговыделения приходится, как показывают наблюдения ядер сейфертовских галактик, радиогалактик и ближайшего к нам К. ЭС-273, на ИК область (частота 10^{11}—10^{13} Гц). В то же время размеры КЗО крайне малы: их диаметры не превосходят 10^{15} м, т. е. в сотни тысяч раз меньше размеров галактик. Массы КЗО, по-видимому, составляют от 10^{8} до 10^{10} масс Солнца, а время активной «жизни» не может быть больше 10^{7} лет. Хим. состав протяжённых оболочек (10^{18}—10^{20} м) КЗО, определяемый по присутствию линий того или иного элемента в их спектрах, оказался схожим с хим. составом межзвёздного газа нашей Галактики. Это свидетельствует о том, что наблюдаемая стадия активного энерговыделения в КЗО наступает после переработки осн. массы первичного газа, состоящего из водорода и гелия.

Излучение КЗО — нетепловое и возникает, вероятно, при движении электронов с энергиями выше десятков МэВ в магнитных полях (такой механизм наз. синхротронным). Излучение КЗО в разных диапазонах длин волн образуется на разных расстояниях от его центра в зависимости от энергии релятивистских частиц, их плотности и напряжённости магнитных полей. Характерная особенность излучения КЗО — его переменность во времени. Наблюдаются как длиннопериодич. относительно слабые колебания интенсивности с периодами в неск. лет, так и отд. мощные вспышки, длящиеся всего неск. сут. За время такой вспышки выделяется энергия порядка 10^{45} Дж, а за время своего существования КЗО могут излучить энергию порядка 10^{52}—10^{54} Дж.

Природа КЗО до конца не выяснена. Остаётся открытым вопрос о том, состоят ли эти объекты из звёзд или являются единым магнитоплазменным образованием. Не ясны процессы, приводящие к выделению такой огромной энергии в форме кинетич. энергии релятивистских частиц. Нет однозначного объяснения и переменности излучения. Однако можно считать установленным важный для понимания природы КЗО факт — это объекты типа ядер галактик с той только разницей, что масштабы энерговыделения в них превосходят в сотни и даже тысячи раз масштабы этих процессов, наблюдаемых в активных ядрах галактик.

Б. В. Комберг.

КВА́НТОВЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — то же, что *фотонный ракетный двигатель.*

КВА́НТОВЫЙ УСИЛИ́ТЕЛЬ — устройство, обеспечивающее усиление элект-

Основные данные советских РС, бывших на вооружении реактивной артиллерии в 1941—45

Характеристика	М-8	М-13	М-20	М-31	М-13-ДД	М-13УК	М-31УК
Калибр, мм	82	132	132	300	132	132	300
Длина, мм	1090	1415	2090	1760	2210	1415	1760
Масса, кг	13,3	42,5	57,6	92,4	62,7	42,5	92,4
Масса боевой части, кг	5,4	21,3	21,3	52,4	21,3	21,3	52,4
Максимальная дальность, м	8500	8500	5050	4300	11800	7900	4000

ромагнитных волн за счёт передачи энергии от предварительно возбуждённых атомов (молекул) рабочего вещества электромагнитной волне, проходящей через это вещество. При этом электромагнитная волна сохраняет первонач. частоту, направление распространения, поляризацию и остаётся когерентной с волной, падающей на вход приёмного устройства. В качестве рабочего вещества в *диапазоне радиочастот* чаще всего используется кристалл с примесью парамагнитных ионов, напр. рубина, охлаждаемый жидким гелием. Осн. преимущество К. у.— чрезвычайно низкий уровень собственных шумов (*шумовая температура* 7—10 К), и, следовательно, при его использовании достигается высокая чувствительность приёмника. В радиоприёмниках космич. связи применяются парамагнитные К. у. с коэф. усиления 20—30 дБ. Возбуждение атомов (молекул) рабочего вещества производится путём «накачки» энергии СВЧ колебаниями некоторой более высокой частоты.

КВА́СИЛ (Kvasil) Богумил (р. 1920) — чехословацкий учёный в области радиотехники, физической и вакуумной электроники, акад. Чехословацкой АН (1973), Герой Социалистич. Труда ЧССР (1979). В 1947 окончил Чешское высшее технич. уч-ще. С 1979 директор Ин-та физики Чехословацкой АН, с 1980 пред. Чехословацкой АН и Чехословацкой комиссии «Интеркосмос». Осн. труды по вопросам радиолокации и квантовой электроники. Иностранный чл. АН СССР (1983), Болгарской АН (1982), АН ГДР (1982). Деп. Нац. палаты Федер. собрания ЧССР. Чл. ЦК КПЧ (с 1971). Гос. премия ЧССР им. Клемента Готвальда (1971). Награждён Орденом Труда (1975), золотыми медалями Чехословацкой АН «За заслуги в области технических наук» (1975), «За заслуги перед наукой и человечеством» (1980), золотой медалью им. С. И. Вавилова (1981).

КДУ-414 (сокр. от корректирующая двигательная установка) — советская ДУ с ЖРД, созданная в ОКБ А. М. *Исаева* в 1-й пол. 60-х гг.; предназначена для коррекции орбиты ИСЗ «*Молния*-1». КДУ-414 содержит однокамерный ЖРД с вытеснит. подачей самовоспламеняющегося топлива, компоненты к-рого (азотнокислотный окислитель и диметилгидразин несимметричный) размещены в половинах сферич. бака, расположенного внутри конич. корпуса. Бак наддувается поступающим из баллонов азотом, смешение к-рого с компонентами топлива предотвращено установкой эластичных разделителей. Азот используется также для управления агрегатами автоматики ДУ. ЖРД установлен в карданном подвесе, располож. у форсуночной головки камеры. Параметры ЖРД: тяга 1,96 кН, уд. импульс 2661 м/с, давление в камере сгорания 1,18 МПа, суммарное время работы 40 с. Аналогичные ДУ использовались на межпланетных КА «Венера-1», «Марс-1», «Зонд-2, -3» и нек-рых КА серии «Космос».

КЕ́ЛДЫШ Мстислав Всеволодович (1911—78) — советский учёный в области математики и механики, акад. АН СССР (1946; чл.-корр. 1943), с 1953 чл. Президиума, в 1960—61 вице-президент, в 1961—74 президент, в 1974—78 чл. Президиума АН СССР. Трижды Герой Социалистич. Труда (1956, 1961, 1971). Чл. КПСС с 1949. Окончил МГУ (1931), затем работал в ЦАГИ, МГУ (проф. с 1937), Матем. ин-те им. В. А. Стеклова АН СССР. Директор Ин-та прикладной математики АН СССР (1953—78). Осн. труды в области математики, механики и аэрогазодинамики ЛА. К. внёс выдающийся вклад в развитие вычислит. и машинной математики в СССР, в создание эффективных методов расчёта задач атомной и космич. техники. Он выступил одним из инициаторов развёртывания работ по иссл. космоса и созданию ракетно-космич. систем, возглавив с сер. 50-х гг. разработку теоретических предпосылок вывода искусств. тел на околоземные орбиты, а в дальнейшем — полётов к Луне и планетам Солнечной системы. Руководил научно-технич. советом по координации деятельности НИИ и КБ по созданию первого ИСЗ; внёс большой вклад в осуществление программ пилотируемых полётов, в постановку науч. проблем и проведение исследований околоземного космич. пространства, межпланетной среды, Луны и планет, в решение мн. проблем механики космич. полёта и теории управления, навигации и теплообмена. Важное место в деятельности К. занимало науч. руководство работами, осуществляемыми в сотрудничестве с др. странами по программе «Интеркосмос».

К.— пред. Комитета по Ленинским и Гос. пр. при Совете Министров СССР (1964—78), чл. мн. иностр. академий (в т. ч. Междунар. академии астронавтики), науч. учреждений и об-в. Междунар. пр. Гуггенхеймов по астронавтике. Делегат 22—25-го съездов партии, на к-рых избирался чл. ЦК КПСС. Деп. Верх. Совета СССР 6—9-го созывов. Ленинская пр. (1957), Гос. пр. СССР (1942, 1946); золотые медали им. М. В. Ломоносова АН СССР (1975) и им. К. Э. Циолковского АН СССР (1972). Награждён 7 орденами Ленина, 3 орденами Трудового Красного Знамени, медалями и мн. иностр. орденами. В 1978 АН СССР учредила золотую медаль им. М. В. Келдыша «За выдающиеся научные работы в области прикладной математики и механики, а также теоретические исследования по освоению космического пространства». В Москве сооружены памятники учёному (в т. ч. в начале *Аллеи космонавтов*), создан кабинет-музей в Ин-те прикладной математики АН СССР. На зданиях этого ин-та, МГУ и на доме, где жил К.,— мемориальные доски. В МГУ учреждена стипендия им. М. В. Келдыша. Его имя носят Ин-т прикладной математики АН СССР, площадь в Москве, улица в Риге, н.-и. судно, кратер на Луне. Урна с прахом в Кремлёвской стене.

КЕ́ЛДЫША МЕДА́ЛЬ — золотая настольная медаль, учреждённая в 1978 Академией наук СССР «За выдающиеся

Медаль имени М. В. Келдыша

научные работы в области прикладной математики и механики, а также теоретические исследования по освоению космического пространства». К. м. награждён Г. И. Марчук (1981).

КЕ́ННЕДИ МЫС (Cape Kennedy) — название мыса *Канаверал* (США) в 1964—73.

И. Кеплер

Дж. Кервин

КЕ́ПЛЕР (Kepler) Иоганн (1571—1630)— немецкий астроном, открывший законы движения планет. После обучения в монастырской школе в 1589 поступил в духовную семинарию при Тюбингенской академии (позднее ун-т), к-рую окончил со степенью бакалавра. В 1591 поступил в Тюбингенскую академию, где завершил своё образование. Частным образом познакомился с гелиоцентрич. системой мира Н. *Коперника*. По окончании академии в 1593 К. получил степень магистра, но, обвинённый в свободомыслии, не был допущен к богословской карьере, а направлен преподавателем математики в гимназию в г. Грац (Австрия). Там К. написал своё первое крупное сочинение «Тайна Вселенной» (1596), в к-ром пытался установить числовую зависимость между расстояниями планет от Солнца и размерами правильных многогранников. Важнейшим сочинением К. явилась «Новая астрономия» (1609), посвящённая изучению движения Марса по наблюдениям Т. Браге и содержащая первые два закона движения планет (см. *Кеплера законы*), установл. для Марса на основе обширных вычислений. В 1612 К. переехал в Линц, где в 1619 появилась «Гармония Мира», в к-рой он дал формулировку третьего закона, объединяющего теорию движения всех планет в стройное целое.

Вся жизнь К. была посвящена обоснованию и развитию гелиоцентрич. учения Коперника. Важнейшим аргументом в пользу центрального положения Солнца являются три закона К., положившие конец прежнему представлению о равномерных круговых движениях небесных тел. Солнце, занимая один из фокусов эллиптической орбиты планеты, является, по К., источником силы, движущей планеты.

Законы К., вошедшие в основу теоретич. астрономии, получили объяснение в механике И. *Ньютона*, в частности в законе всемирного тяготения.

КЕ́ПЛЕРА ЗАКО́НЫ — три закона движения планет, открытые И. Кеплером в нач. 17 в. Осн. труд Кеплера «Новая астрономия», напечатанный в 1609, содержал два первых закона. Третий закон был открыт позднее. В совр. более строгом виде К. з. формулируются следующим образом.

Первый К. з. В невозмущённом движении (т. е. в *задаче двух тел*) орбита движущейся точки есть кривая второго порядка, в одном из фокусов к-рой находится центр силы притяжения. Т. о., орбита материальной точки в невомущённом движении — это нек-рое конич. сечение, т. е. окружность, эллипс, парабола или гипербола. Второй К. з. В невозмущённом движении площадь, описываемая радиусом-вектором движу-

Н. И. Кибальчич

Л. Д. Кизим

щейся точки, изменяется пропорционально времени. Первые два К. з. справедливы только для невозмущённого движения, происходящего под действием силы, обратно пропорциональной квадрату расстояния до центра притяжения, что было доказано И. *Ньютоном*. Третий К. з. В невозмущённом эллиптич. движении двух материальных точек произведения квадратов времён обращения на суммы масс центральной и движущейся точек относятся, как кубы больших полуосей их орбит, т. е.

$$\frac{T_1^2}{T_2^2}\cdot\frac{m_0+m_1}{m_0+m_2}=\frac{a_1^3}{a_2^3},$$

где T_1 и T_2 — периоды обращения двух точек, m_1 и m_2 — их массы, m_0 — масса центральной точки, a_1 и a_2 — большие полуоси орбит точек. Пренебрегая массами планет по сравнению с массой Солнца, получаем третий К. з. в его первоначальной форме: квадраты периодов обращений двух планет вокруг Солнца относятся, как кубы больших полуосей их эллиптич. орбит. Третий К. з. применим только к движению по эллиптич. орбитам, а поэтому не имеет такого общего значения, как два первых. Однако применительно к планетам, спутникам планет, компонентам двойных звёзд, движущимся по эллиптич. орбитам, он позволяет определить нек-рые характеристики этих небесных тел. Так, на основании третьего К. з. можно подсчитать массы планет относительно массы Солнца. Зная из наблюдений период обращения одного компонента двойной звезды относительно другого и измерив её *параллакс*, можно найти сумму их масс. Если параллаксы звёзд неизвестны, то на основании допущения, что массы компонентов соответствуют их физ. особенностям, по третьему К. з. можно вычислить расстояния до звёзд (это т. н. динамические параллаксы звёзд).

Открыв первые два закона, Кеплер составил основанные на них таблицы движения планет, опубликованные в 1627 под назв. «Рудольфовых таблиц». Эти таблицы по своей точности далеко превзошли все прежние, ими пользовались в практич. астрономии на протяжении 17 и 18 вв. Успех Кеплера в объяснении движения планет обусловлен новым методологич. подходом к решению вопроса: впервые в истории астрономии была сделана попытка определить планетные орбиты непосредственно из наблюдений.

Уже Кеплеру было ясно, что открытые им законы не являются совершенно строгими. Если для планет они выполняются с большой точностью, то для того, чтобы представить движение Луны, оказалось необходимым ввести эллипс с вращающейся линией апсид и добавить неравенства, называемые эвекцией и вариацией. Эти неравенства были открыты эмпирически ещё Птолемеем во 2 в. (эвекция) и Т. Браге в 16 в. (вариация) и объяснены только после открытия в 17 в. И. Ньютоном закона всемирного тяготения (см. *Всемирного тяготения закон*). К. з., найденные из наблюдения, были выведены Ньютоном как строгое решение задачи двух тел. *Г. А. Чеботарёв.*

КЕ́ПЛЕРА УРАВНЕ́НИЕ — уравнение, связывающее *аномалию эксцентрическую* с *аномалией средней* и имеющее вид $E - e \sin E = M$, где e — эксцентриситет, E — эксцентрич. аномалия, M — ср. аномалия. Для определения E из К. у., как правило, используется метод последоват. приближений. Найденная таким путём зависимость E от времени t позволяет найти зависимость от времени радиус-вектора планеты (или спутника). См. также ст. *Элементы орбиты*.

КЕ́РВИН (Kerwin) Джозеф (р. 1932) — космонавт США, врач-терапевт, капитан 1-го ранга мед. службы ВМС. В 1953 получил учёную степень бакалавра наук по философии по окончании колледжа «Холи Кросс» (Holy Cross) в Вустере, в 1957 — степень доктора медицины на мед. ф-те Северо-Зап. ун-та в Чикаго. Затем кончил интернатуру в муниципальной больнице округа Колумбия в Вашингтоне, а также школу военно-мор. авиац. медицины в Пенсаколе (шт. Флорида). Служил бортврачом, а затем лётчиком в частях военно-мор. авиации США. С 1965 в группе космонавтов НАСА. 25 мая — 22 июня 1973 совм. с Ч. *Конрадом* и П. *Вейцем* совершил полёт в качестве чл. 1-го экипажа орбит. станции «Скайлэб». Полёт продолжался 28 сут 49 мин 49 с. Выходил в открытый космос для проведения ремонтных работ (3 ч 58 мин). Чл. Аэрокосмич. мед. ассоциации, Амер. ассоциации медиков и др. Награждён золотой медалью НАСА «За выдающиеся заслуги». Портрет на стр. 159.

КЕРОСИ́Н — смесь углеводородов, получаемая при крекинге тяжёлых нефтепродуктов или прямой перегонке нефти в интервале темп-р 150—300 °С; распространённое высококипящее горючее для ЖРД. Бесцветная или желтоватая жидкость с характерным запахом. Авиационный К. марки Т-1, получаемый прямой перегонкой нефти, имеет: плотн. не ниже 800 кг/м³ (при 20 °С), $t_{пл}$ не выше —60 °С, $t_{кип} \approx$ 150—280 °С. К. слабо токсичен, термически стабилен в отсутствие контакта с воздухом при темп-рах ниже 100 °С. Под воздействием высоких темп-р и кислорода воздуха окисляется, образуя смолообразные продукты. Термич. разложение происходит при 350 °С. Пары К. могут образовывать с воздухом взрывоопасные смеси. Инертен по отношению к конструкционным материалам, но примеси воды, сернистых соединений и органич. кислот активизируют коррозию. К.— дешёвое и удобное для практич. использования ракетное горючее. В качестве ракетного горючего широко применяется во мн. странах в паре с *кислородом жидким*, концентрированной *перекисью водорода* и *азотнокислотными ракетными окислителями*. Эффективность К. выше, чем этилового и метилового спиртов, но ниже *диметилгидразина несимметричного*. Используется на РН «Восток», «Союз» и их модификациях, РН серии «Сатурн».

КИБА́ЛЬЧИЧ Николай Иванович (1853—81) — русский революционер-народоволец, изобретатель; автор первого в России проекта ракетного ЛА для полёта человека. С 1871 учился в Петерб. ин-те инженеров путей сообщения, с 1873 — в Медико-хирургич. академии. С окт. 1875 до июня 1878 находился в тюрьме по обвинению в революц. пропаганде. После освобождения перешёл на нелегальное положение и принял активное участие в революц. движении. К. заведовал лабораторией взрывчатых веществ исполнит. комитета «Народной воли». Являясь «гл. техником» орг-ции, участвовал в подготовке покушений на царя Александра II. 17.3.1881 арестован по делу 1 марта 1881. Приговорён к смертной казни и повешен вместе с др. первомартовцами. Находясь в тюрьме, за неск. дней до казни К. разработал оригинальный проект пилотируемого ракетного ЛА (впервые опубл. в 1918, «Былое», № 4—5). В проекте К. рассмотрел устройство порохового РД, управление полётом путём изменения угла наклона двигателя, программный режим горения, обеспечение устойчивости аппарата и др. Именем К. назв. кратер на Луне.

КИЗИ́М Леонид Денисович (р. 1941)— космонавт СССР, полковник, Герой Сов. Союза (1980), лётчик-космонавт СССР (1980). Чл. КПСС с 1966. В 1963 окончил Черниговское высшее воен. авиац. уч-ще лётчиков им. Ленинского комсомола, в 1975 — Военно-возд. академию им. Ю. А. Гагарина. С 1965 в отряде космонавтов. 27 нояб.— 10 дек. 1980 совм. с О. Г. *Макаровым* и Г. М. *Стрекаловым* совершил полёт на КК «Союз Т-3» и на орбит. станции «Салют-6» (в качестве командира). Во время полёта, длившегося 12 сут 19 ч 7 мин 42 с, проводил ремонтно-профилактич. работы на орбит. станции. Награждён орденом Ленина и медалями. См. также «Дополнения» в конце книги.

КИНЕТОКАРДИОГРА́ФИЯ (от греч. kinētós — движущийся, подвижный, kardía — сердце и gráphō — пишу) — метод регистрации местных вибраций грудной стенки, связанных с деятельностью сердца. К. использовалась для исследования гемодинамической функции сердца при полёте Г. С. Титова на КК «Восток-2». При этом применялся датчик электромагнитного типа, к-рый размещался в нагрудном поясе.

КИНОТЕОДОЛИ́ТНАЯ СТА́НЦИЯ — служит для съёмки на киноплёнку РН с КА в период её полёта на *активном участке*. Поскольку пространств. ориентация оси объектива кинотеодолита в период слежения за РН непрерывно фиксируется, расшифровка киноплёнки со снимками позволяет определить угловые параметры траектории полёта РН. На космодромах устанавливается сеть К. с., работу к-рых синхронизирует служба единого времени.

КИНОТРЕ́НАЖЁР космонавтов — обучающий аппарат, использующий киноизображения и др. технич. средства, позволяющие в лабораторных условиях приобрести или закрепить навыки, необходимые для работы в реальных условиях космич. полёта. В К. имитируется та или иная обстановка полёта, процесса или последовательности действий. Применение К. экономично и позволяет сокращать сроки освоения новой техники, восстанавливать навыки после перерывов в работе, проводить имитации аварий и др.

КИНОФОТООБОРУ́ДОВАНИЕ космического аппарата — кино- и фотоаппаратура, установленная на борту КА для съёмки Земли и др. небесных тел, космонавтов, отдельных процессов и явлений в полёте (см. *Космическая съёмка*). Киносъёмка (документально-

репортажная и научно-технич.) регистрирует подвижные объекты: космонавтов, работающих в кабине и вне КК (орбит. станции); динамич. процессы сближения, стыковки КА и отделения их от РН или друг от друга; поведение жидкости в невесомости; Землю, Луну в процессе движения КК, а также фиксирует показания измерит. приборов на пультах и приборных досках. На КА применяется ручная кино- и фотоаппаратура и стационарная, управляемая автоматически; фотоаппаратура спец. типа, входящая в т. н. *фототелевизионные системы*, устанавливаемые на автоматич. КА для фотографирования небесных тел с последующей передачей изображения по ТВ радиоканалу на Землю. Получили распространение многоканальные фотографич. системы для одновременной съёмки в неск. спектральных диапазонах (напр., МКФ-6, использовавшаяся на КК «Союз-22»,— см. в ст. *«Радуга»*). Для такой киносъёмки с низких орбит длиннофокусное К. должно обладать компенсацией сдвига изображения, возникающего вследствие движения КА с большой скоростью. Компенсация осуществляется механически перемещением плёнки во время экспозиции или спец. оптич. систе-

Характеристики некоторых основных типов кино- и фотоаппаратуры КА

КА	Тип и наименование аппарата	Объективы: фокусное расстояние, мм	Объективы: относительное отверстие	Формат кадра, мм	Запас плёнки	Экспозиция, с	Примечание
			Ручные фотоаппараты				
«Восход»	«Ленинград»	35	1 : 2,8	24×36	36 кадров (в кассетах)	1—1/1000	Пружинный привод
«Союз»	«Салют»	65, 80 и более (сменные объективы)	1 : 2,8—1 : 4,5	55×55	12—24 кадра (на катушках)	1/2—1/1000	
«Джемини», «Аполлон»	«Хассельблад»	38—500 (сменные объективы)	1 : 2,8—1 : 8	55×55	—	1—1/500	На КК «Джемини» с объективом 80 мм; на КК «Аполлон» для съёмки на поверхности Луны с объективами 38—500 мм, для съёмки из кабины основного блока с объективами 60—250 мм
«Салют-6»	«Практика»	29, 50, 135, 200	1 : 1,8—1 : 4	24×36	36 кадров	То же	Привод ручной, фотоаппарат с автоматическим экспонированием
	«Пентакон»	50, 180	1 : 2,8—1 : 4	55×55	12, 24 кадра	»	Привод ручной. Призменная насадка
			Стационарные фотоаппараты				
«Луна-3»	Специальный (в составе фототелевизионной системы)	200 и 500	1:5,6,1:9	Ширина плёнки 35 мм	—	—	Автоматическое изменение экспозиции; обработка плёнки на борту и передача изображений ТВ системой
«Лунар орбитер»	То же	80 и 610	1:5,6,1:6	55×55 55×215	Ок. 210 пар кадров	1/50—1/100	Предусмотрена компенсация сдвига изображения; обработка плёнки на борту и передача изображений ТВ системой
«Зонд»	Картографический	400	1:6,3	130×180	30 кадров	1/50—1/250	Управление съёмкой автоматизировано; плёнка возвращается на Землю в спускаемом аппарате
«Аполлон»	Фотоаппаратура: панорамная камера (щелевая, на шарнирном подвесе);	610	1:3,5	115×1270	1650 кадров (1980 м)	—	Угол зрения в плоскости орбиты 11°, в перпендикулярной плоскости 108°; разрешающая способность ~2 м (с выс. 110 км)
	фотограмметрическая камера;	76	1:4,5	114×114	3600 кадров	—	Предусмотрена регистрация на плёнке условий съёмки
	звёздная камера (для определения ориентации при съёмке);	76	1:2,8	25×32	3600 кадров	—	Работает синхронно с фотограмметрической камерой
	«Хикон»	450	1:4	110×110	480 кадров	1/50—1/200	Имеет устройство для компенсации сдвига изображения; разрешающая способность ~0,9 м (с выс. 15 км)
«Марс-2, -3, -4, -5»	«Вега»	52	—	23×24	552 кадра	1/50—1/150	Обработка плёнки на борту и передача изображений ТВ системой
«Салют-6»	«Зуфар»	350	—	То же	То же	То же	То же
	МКФ-6М (6 одинаковых каналов с разными светофильтрами)	125 в каждом из 6 каналов	1:4—1:13,5	55×81	1200 кадров (120 м)	0,007—0,056	Компенсация сдвига изображения, центральный межлинзовый затвор (синхронно на все каналы), плёнка возвращается в пеналах
	БА-3К	210	1 : 2,5 (постоянное)	130×180	200 кадров (28,5 м)	~1,5	Плёнка возвращается в пеналах
	КА-ТЭ	140	1 : 6,8—1 : 11	180×180	600 кадров	1/100—1/250	Затвор центральный, плёнка возвращается в пеналах
			Киноаппараты				
«Восток»	Типа «Конвас»	18—135 (3 объектива на турели)	От 1 : 2 до 1 : 4	16×22	60 м (в кассетах)	1/20—1/80	Модификация репортажной кинокамеры
«Восток» «Восход» «Союз»	Специальные (16 мм)	16,5—50	1 : 2—1 : 3,5	7,4×10,6	10—300 м	1/30—1/60	Ручные и стационарные кинокамеры (в т. ч. в герметичном боксе)
«Джемини»	«Маурер» (16 мм)	5—75	—	7,4×10,6	40 м (в кассете)	1/60—1/1000	Использовались для съёмки с рук и при стационарной установке (на борту КК и на луноходе)

мой. Кроме того, К., используемое на КА, должно иметь малую массу и габариты, обладать высокой надёжностью и разрешающей способностью, быть частично или полностью (при отсутствии экипажа на КА) автоматизированным. Осн. виды К.: ручные фотоаппараты для науч. и документ. съёмок на плёнке от 35 до 70 мм; стационарные фотоаппараты для картографирования, науч. съёмок и решения др. задач на широкой плёнке (70 мм и более), имеющие в нек-рых случаях объективы с большими фокусными расстояниями (до неск. метров); ручные и стационарно устанавливаемые кинокамеры для съёмок на плёнке 16 и 35 мм.

Для первой киносъёмки Земли из космоса, с борта КК «Восток-2», Г. С. Титовым использовалась отечеств. кинокамера типа «Конвас»; для первой в истории киносъёмки космонавта при выходе в космич. пространство, на КК «Восход-2»,— спец. 16-мм кинокамера, размещённая в герметизиров. боксе, установл. на шлюзовом отсеке. Последующие киносъёмки на сов. и амер. КК производились, как правило, 16-мм камерами, обладающими меньшей массой и обеспечивающими получение большего объёма отснятого материала; при этом применялись высококачеств. оптика и плёнки, тщательно подбирались режимы обработки и последующего перевода материала на 35-мм плёнку для демонстрации, что обеспечило хорошее качество изображений. Съёмки при полётах сов. космонавтов на КК «Восход», «Союз» производились фотоаппаратами типа «Ленинград», «Салют», специально разработанными аппаратами для науч. съёмок и 16-мм кинокамерами разл. типов. Амер. космонавты при полётах на КК «Джемини» использовали фотоаппараты «Контрарекс» и «Хассельблад», на КК «Аполлон» — фотоаппараты типа «Хассельблад», «Хикон» и 16-мм кинокамеры «Маурер». При выходе на лунную поверхность панорамные съёмки проводились аппаратами «Хассельблад», а стереосъёмки лунного грунта — стереоскопич. камерой с форматом кадра 24 × 24 мм.

Автоматич. фотоаппараты для съёмки Земли и Луны входили в состав фототелевиз. систем КА «Луна-3», «Зонд-3», «Лунар орбитер». Фотографирование Луны (с расстояния 1,2—11 тыс. км) и Земли (с расстояния 60—90 тыс. км) с возвращением плёнки на Землю, впервые осуществлённое при полётах КА «Зонд-5» — «Зонд-8», производилось спец. картографич. фотоаппаратами. На КК «Аполлон-15» для съёмки лунной поверхности с селеноцентрич. орбиты имелся комплект фотоаппаратуры, в состав к-рой входили панорамная кинокамера, фотограмметрич. кинокамера и кинокамера для съёмки звёзд, установл. в одной из секций двигат. отсека (по окончании съёмки космонавт А. *Уорден* вышел в космос и перенёс кассеты с плёнкой в спускаемый аппарат).

На орбит. станции «Скайлэб» амер. космонавты пользовались фотоаппаратами «Никкор» и «Никон». Одна из стационарных фотокамер при съёмке охватывала площадь 109 × 169 км² с разрешающей способностью ок. 11,5 м. Бортовые запасы фотоплёнки для одного полёта (одной смены экипажа) составляют 280 кассет, большинство к-рых содержат ок. 122 м 16-мм плёнки; 64 кассеты с 16-, 35- и 70-мм плёнкой; большое кол-во пакетов и рулонов разл. длины с плёнкой специальных размеров.

Характеристики кино- и фотоаппаратуры КА см. в табл. *Е. Ф. Рязанов.*

КИ́РУНА (Kiruna) — ракетный полигон Швеции, расположенный близ г. Кируна на севере Швеции, в лене Норботтен (67°53′ с. ш., 21°04′ в. д.). Используется для запуска высотных исследовательских ракет «Центавр», «Скайларк», «Найкапаш», «Найк-кэджун», «Найк-томагаук», «Блэк брант-3» и др. (ракеты амер., франц., англ. и канадского произ-ва), а также шаров-зондов. Имеется 5 ПУ. До 1.7.1972 К. финансировался *Европейской организацией по космическим исследованиям* (ЕСРО) и находился под её управлением. С 1980 К. принадлежит *Шведской космической корпорации* и взаимодействует с норвежским ракетным полигоном *Аннё.*

КИСЛОРО́Д ЖИ́ДКИЙ O_2 — жидкость голубого цвета; распространённый высокоэффективный криогенный окислитель. Плотн. 1140 кг/м³ (при —183 °С), $t_{пл} \approx$ —219 °С, $t_{кип} \approx$ —183 °С. Нетоксичен, взрывобезопасен, но пожароопасен. Конструкц. материалы, соприкасающиеся с К. ж., должны обладать пластичностью при низкой темп-ре и стойкостью к возгоранию; к таким материалам относятся гл. обр. высоколегированные стали, никелевые и алюм. сплавы, медь, латунь и др. К. ж. доступен и дёшев; его получают из воздуха путём его сжижения и последующего разделения на составные части в ректификац. колонне. Хранение и транспортировка К. ж. производятся в металлич. резервуарах (танках), снабжённых спец. теплоизоляцией. В ракетной технике широко применяется в паре с *керосином*, напр. на РН «Восток», РН серии «Сатурн», «Атлас-Аджена» и др., иногда с *диметилгидразином несимметричным* (напр., на 2-й ступени РН «Космос»), а также с *водородом жидким* (напр., на МТКК «Спейс шаттл»); раньше использовался со спиртами и аммиаком. Обычные горючие с К. ж. не самовоспламеняются. Как окислитель для ЖРД предложен К. Э. *Циолковским* в 1903.

КИСЛОРО́Д МЕДИЦИ́НСКИЙ. Не должен содержать вредных для человека примесей: окиси углерода, газообразных кислот и оснований, озона и др., иметь цвет и запах. В К. м. содержится: кислорода не менее 98,5%, аргона и азота 0,5—1,5%, влаги не более 0,07 г/м³. К. м. жидкий, кроме того, не должен содержать кристаллов воды, механич. примесей, масла. К. м., полученный электролизом воды, может быть использован для дыхания и, в частности, для *регенерации воздуха* в герметич. кабине КК или обитаемой орбит. станции.

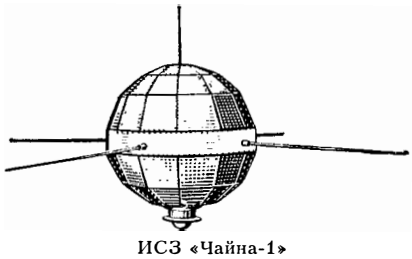
КИСЛОРО́ДНАЯ ЁМКОСТЬ КРО́ВИ — количество кислорода, связываемое определённым объёмом крови. Зависит гл. обр. от содержания в ней гемоглобина. Каждый грамм гемоглобина связывает 1,36 см³ O_2. Следовательно, К. ё. к., содержащей в каждом см³ 0,14 г гемоглобина,— около 0,19 см³ O_2. Нормальное содержание кислорода в крови достигает 20% её объёма, причём растворённого — 0,3%. Практически весь переносимый кровью кислород (18,7%) связан с гемоглобином и образует легкодиссоциирующее хим. соединение гемоглобина и кислорода — оксигемоглобин. Кровь человека, содержащая 600—700 г гемоглобина, будучи вся насыщена кислородом, может связать ~ 1 л O_2 (см. *Гипоксия*).

КИСЛОРО́ДНО-ДЫХА́ТЕЛЬНАЯ АППАРАТУ́РА — приборы для обогащения вдыхаемого воздуха кислородом. Различают приборы, подающие O_2 или обогащённый им воздух в лёгкие под тем давлением, к-рое окружает человека, и приборы с избыточным давлением. К.-д. а. бывает бортовая, стационарная и переносная.

КИСЛОРОДСОДЕРЖА́ЩИЕ ВЕЩЕСТВА́ — источник кислорода в системах *регенерации воздуха* в кабине КК. На КК, предназначенных для кратковрем. полётов, используются СЖО, содержащие в звене поддержания газового состава атмосферы такие К. в., как надперекиси щелочных металлов (напр., на КК «Восток», «Восход» и «Союз» применена надперекись калия KO_2). Особенностью надперекисей щелочных металлов является их способность выделять кислород при контакте с водой и углекислым газом. Таким образом, они не только восполняют убыль кислорода, но и удаляют из атмосферы кабины водяной пар и углекислый газ. Поскольку человек за сутки выделяет воды и углекислого газа больше, чем надо для восполнения убыли кислорода с помощью надперекисей щелочных металлов, то в СЖО с указанными К. в. во избежание увеличения концентрации кислорода выше предельного значения применяют дополнительные средства (см. *Осушка воздуха* и *Углекислого газа поглотители*). Системы регенерации воздуха, использующие надперекиси щелочных металлов, отличаются простотой, надёжностью и малой энергоёмкостью.

Выделяющиеся в процессе жизнедеятельности человека вода и углекислый газ также являются К. в., содержание в них кислорода в 3,5 раза превышает потребности человека. При создании СЖО, способных получать кислород из углекислого газа и воды и производить *регенерацию воды*, будет практически обеспечен полный круговорот веществ по воде и кислороду, причём масса и габариты таких СЖО не будут зависеть от длительности полёта. Подобные физико-хим. и биологич. СЖО перспективны для регенерации воздуха, напр. в кабинах пилотируемых орбит. станций и *межпланетных космических кораблей.*

КИТА́ЙСКИЕ ИСКУ́ССТВЕННЫЕ СПУ́ТНИКИ ЗЕМЛИ́. До 1984 в КНР запущено 13 ИСЗ, к-рым в зап. печати присвоено условное назв. «Чайна» (англ. China — Китай). КНР официально сообщила массу только первых двух ИСЗ:



ИСЗ «Чайна-1»

173 и 221 кг. По неофициальным сведениям, опубликованным в зап. печати, третий, четвёртый, пятый, седьмой и восьмой ИСЗ имели массу до 3,5 т. Четвёртый, седьмой и восьмой ИСЗ, по официальным сообщениям КНР, возвращены на Землю. Зап. обозреватели считают эти три ИСЗ (а, возможно, и некоторые др. кит. ИСЗ) фоторазведчиками, хотя по нек-рым предположениям, седьмой спутник — экспериментальный в рамках подготовки к пилотируемым полётам. Девятый — одиннадцатый ИСЗ запущены од-

И. Т. Клеймёнов

П. И. Климук

В. В. Ковалёнок

М. Коллинз

ной РН; по официальным сообщениям, они предназначены для астрофиз. исследований. ИСЗ запускаются с космодрома *Чанчэнцзе*. Считают, что первый и второй кит. ИСЗ запущены РН, созданной на базе кит. баллистич. ракеты ср. или промежуточной дальности (условное назв. РН «КСЛ-1», англ. CSL, сокр. от Chinese Space Launcher — китайский космический носитель), а остальные ИСЗ — РН, созданной на базе кит. МБР огранич. дальности (условное назв. РН «КСЛ-2»). Сведения о запусках китайских ИСЗ см. в приложении III.

КИТА́ЙСКОЕ О́БЩЕСТВО НАУ́К О КО́СМОСЕ. Осн. в 1980 в Пекине. Имеет комиссии, занимающиеся проблемами космич. физики и астрономии, съёмок наземных объектов из космоса, вопросами существования жизни на других планетах, а также обнаружением космич. объектов. С 1981 издаётся «Журнал космических наук».

КЛАУСТРОФО́БИЯ (от лат. claustrum — засов, запертое помещение и греч. phóbos — страх) — боязнь замкнутых пространств. Необходимость длительного пребывания в герметич. кабине КК и в космич. скафандрах требует спец. отбора кандидатов в члены космич. экипажей с целью выявления лиц, склонных к К. Наиболее эффективны испытания в *сурдокамере*.

КЛЕЙМЁНОВ Иван Терентьевич (1898—1938) — один из руководителей и организаторов работ по ракетной технике в СССР, воен. инженер 1-го ранга. Чл. КПСС с 1919. В 1918 К. со слушателями арт. курсов добровольцем ушёл в Красную Армию на Вост. фронт. В 1920 окончил ускоренный курс Академии по снабжению Красной Армии. После окончания гражд. войны поступил на физико-матем. фак-т Моск. ун-та, откуда по распоряжению М. В. Фрунзе К. в числе др. студентов откомандировали в Военно-возд. инж. академию им. Н. Е. Жуковского, к-рую он закончил в 1928. В 1929 зам. нач. инж. отдела торгпредства СССР в Берлине. В 1932—33 — нач. *Газодинамической лаборатории* (ГДЛ) в Ленинграде, в 1933—37 — нач. *Реактивного научно-исследовательского института* (РНИИ) в Москве. Принимал участие в разработке ракетных снарядов на бездымном порохе для многозарядных миномётов «*Катюша*» (конструкции М-8 и М-13). Именем К. назв. кратер на Луне.

КЛИМУ́К Пётр Ильич (р. 1942) — космонавт СССР, генерал-майор авиации (1978), дважды Герой Сов. Союза (1973, 1975), лётчик-космонавт СССР (1973). Чл. КПСС с 1963. Окончил Черниговское высшее воен. авиац. уч-ще лётчиков им. Ленинского комсомола (1964) и Военно-возд. академию им. Ю. А. Гагарина (1977). В 1965—78 в отряде космонавтов. 18—26 дек. 1973 совм. с В. В. *Лебедевым* совершил полёт на КК «Союз-13» (в качестве командира корабля). Полёт продолжался 7 сут 20 ч 55 мин 35 с. 24 мая — 26 июля 1975 совм. с В. И. *Севастьяновым* совершил полёт на КК «Союз-18» и на орбит. станции «Салют-4» (в качестве командира). Общее время полёта 62 сут 23 ч 20 мин 8 с. 27 июня — 5 июля 1978 совм. с М. *Гермашевским* совершил полёт на КК «Союз-30» (в качестве командира корабля) и на орбит. станции «Салют-6» (осн. экипаж В. В. *Ковалёнок*, А. С. *Иванченков*) с пристыкованным к ней КК «Союз-29». Полёт продолжался 7 сут 22 ч 2 мин 59 с. За 3 рейса в космос налетал 78 сут 18 ч 18 мин 42 с. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР, почётный диплом им. В. М. Комарова. Гос. пр. СССР (1978, 1981). Деп. Верх. Совета СССР 10-го созыва. Награждён 3 орденами Ленина и медалями, а также одним иностр. орденом. Почётный гражданин городов Калуга, Джезказган, Ленинабад, Гагарин. С 1978 нач. политотдела Центра подготовки космонавтов им. Ю. А. Гагарина.

КЛЮЧ ПУ́СКА — ключ для замыкания электрических цепей *пульта пуска* командного пункта *космического комплекса*. Хранится отдельно в спец. сейфе и вставляется в гнездо пульта пуска по команде «Ключ на старт!».

КОАГУЛЯ́ЦИЯ (от лат. coagulatio — свёртывание, сгущение) — уменьшение степени дисперсности, т. е. увеличение размеров частиц какой-либо дисперсной системы в результате изменения температуры, прибавления какой-либо соли и т. д., а также центрифугирования и воздействия электрического поля (электрокоагуляция). К. целесообразно использовать как один из методов предварит. очистки санитарно-бытовых вод в СЖО КК или орбит. станции. Если в продуктах сгорания топлив РД есть конденсирующиеся соединения, то может происходить их К. в сопле, уменьшающая уд. импульс РД.

КОВАЛЁНОК Владимир Васильевич (р. 1942) — космонавт СССР, полковник, дважды Герой Сов. Союза (1978, 1981), лётчик-космонавт СССР (1977). Чл. КПСС с 1962. Окончил Балашовское высшее воен. авиац. уч-ще (1963), Военно-возд. академию им. Ю. А. Гагарина (1976). Служил в военно-трансп. авиации. С 1967 в отряде космонавтов. 9—11 окт. 1977 совм. с В. В. *Рюминым* совершил полёт на КК «Союз-25» (в качестве командира корабля). Полёт продолжался 2 сут 44 мин 45 с. 15 июня — 2 нояб. 1978 совм. с А. С. *Иванченковым* совершил полёт на КК «Союз-29» и на орбит. станции «Салют-6» (в качестве командира). В полёте, длившемся 139 сут 14 ч 47 мин 32 с, к орбит. станции пристыковывались грузовые трансп. корабли типа «Прогресс», КК «Союз-30» (экипаж П. И. *Климук*, М. *Гермашевский*), «Союз-31» (экипаж В. Ф. *Быковский*, З. *Йен*). Возвратился на КК «Союз-31». 12 марта — 26 мая 1981 совм. с В. П. *Савиных* совершил полёт на КК «Союз Т-4» и орбит. станции «Салют-6» (в качестве командира). Во время полёта к орбит. станции пристыковывались КК «Союз-39» (экипаж В. А. *Джанибеков*, Ж. *Гуррагча*) и КК «Союз-40» (экипаж Л. И. *Попов*, Д. *Прунариу*). Время полёта 74 сут 17 ч 37 мин 23 с. За 3 рейса в космос налетал 216 сут 9 ч 9 мин 40 с. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР. Награждён 3 орденами Ленина и медалями, а также иностр. орденами и медалями. К. присвоены звания Героя ГДР и Героя МНР. Почётный гражданин городов Джезказган, Калуга, Пермь, Киров (СССР), Улан-Батор, Дархан (МНР).

КОДИ́РОВАНИЕ (от франц. code — свод правил, код, шифр) — операция отождествления символов или групп символов одного кода (напр., условная система знаков для представления информации в ЦВМ) с символами или группами символов др. кода. Необходимость К. возникает прежде всего из потребности приспособить форму сообщения к данному каналу связи или к.-л. др. устройству, предназнач. для преобразования или хранения информации. Закон, по к-рому осуществляется это преобразование, наз. кодом. Если код связывает бесконечные во времени последовательности, то он наз. непрерывным; если код связывает последовательности только на длине нек-рого блока, то он наз. блочным.

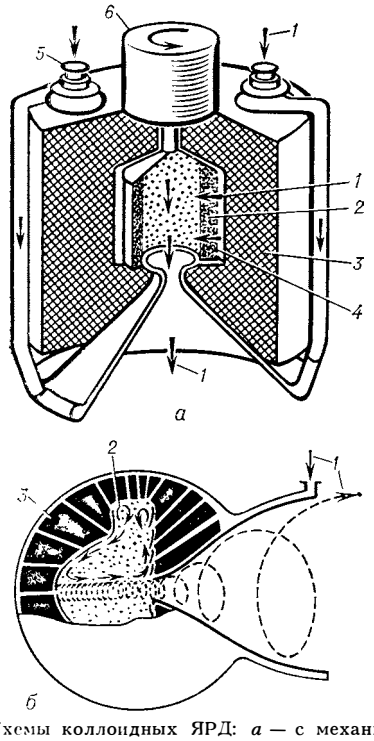
К. используется для исключения ошибок, возникающих при передаче, обработке или хранении информации (в т. ч. для исправления ошибок), уменьшения избыточности информации (информационное «сжатие»), засекречивания передаваемой информации, преобразования алфавита кода и т. д. Коды, исправляющие ошибки, при применении их в спутниковых и космич. системах связи, позволяют понижать выходную вероятность ошибки, уменьшать размеры приёмных и передающих антенн, понижать мощность передатчика, повышать пропускную способность системы. В целом положит. эффект от их применения оценивается энергетич. выигрышем за счёт К. «Сжатие» информации также позволяет повышать пропускную способность. При использовании К. в процессе приёма возникает необходимость в выделении из получ. сигнала исходной информации. Это достигается при помощи декодирования, к-рое можно осуществлять как операцию, обратную К., так и операцию, исключающую действие канала на информацию. Устройство, производящее операции К. и декодирования, наз. кодеком.

КОЛЕБА́НИЯ в ракетном двигателе — см. в ст. *Неустойчивость рабочего процесса*.

КОЛЕБА́НИЯ ТО́ПЛИВА в баках ракеты-носителя и космического аппарата — явление, влияющее в большинстве случаев отрицательно на устойчивость РН и КА и осложняющее работу системы угловой стабилизации. Особенно сильно К. т. сказываются на РН, где масса жидкого топлива достигает 80—90% общей стартовой массы РН. Для уменьшения К. т. в баках устанавливают дополнит. перегородки.

КО́ЛЛИНЗ (Collins) Майкл (р. 1930) — космонавт США, подполковник ВВС в отставке. Род. в Риме, где его отец был в

то время воен. атташе в посольстве США. В 1952 окончил Воен. академию США в Уэст-Пойнте (шт. Нью-Йорк), получив степень бакалавра наук. Служил в амер. лётных частях во Франции. Затем стал



Схемы коллоидных ЯРД: *а* — с механическим удержанием ядерного горючего; *б* — с газодинамическим удержанием ядерного горючего; *1* — поток рабочего тела; *2* — вращающееся (циркулирующее) ядерное горючее; *3* — замедлитель-отражатель; *4* — пористый барабан; *5* — насос; *6* — привод барабана

воен. лётчиком-испытателем на авиац. базе Эдуардс (шт. Калифорния). С 1963 в группе космонавтов НАСА. 18—21 июля 1966 совм. с Дж. *Янгом* совершил полёт на КК «Джемини-10» в качестве второго пилота. КК углубился в космос на рекордное для того времени расстояние — 764 км. Во время полёта была произведена стыковка с ракетой-мишенью «Аджена-10». К. дважды выходил из КК в космос (общее время 1 ч 27 мин). Полёт продолжался 2 сут 22 ч 46 мин 39 с. 16—24 июля 1969 совершил историч. полёт к Луне (совм. с Н. *Армстронгом* и Э. *Олдрином*) в качестве пилота осн. блока КК «Аполлон-11». Пробыв более двух суток на окололунной орбите (обеспечивая высадку первой экспедиции на Луну, старт с Луны и стыковку), вместе с остальными чл. экипажа возвратился на Землю. Полёт продолжался 8 сут 3 ч 18 мин 35 с. За 2 рейса в космос налетал 11 сут 2 ч 5 мин 14 с. Пом. госсекретаря США по связи с общественностью (1969), пом. министра коммунального х-ва (1970). С 1971 директор Нац. музея авиации и космонавтики, с 1978 зам. учёного секретаря Смитсоновского ин-та в Вашингтоне. Междунар. пр. Галабера по астронавтике. Награждён золотой медалью НАСА «За исключительные заслуги», орденами и медалями мн. стран мира. Именем К. назв. кратер на Луне.

КОЛЛО́ИДНОЕ ТВЁРДОЕ РАКЕ́ТНОЕ ТОПЛИВО, гомогенное, двухосновное — твёрдый раствор химических веществ, содержащих горючие и окислительные элементы. Все совр. коллоидные топлива, наз. также порохами, представляют собой желатинированные растворы *нитрата целлюлозы* в нек-рых др. взрывчатых веществах (*нитроглицерине*, *диэтиленгликольдинитрате* и др.). С увеличением содержания нитроглицерина в К. т. р. т. улучшаются его энергетич. показатели, но одновременно повышается взрывоопасность, поэтому содержание нитроглицерина в К. т. р. т., как правило, не превышает 43%. В зависимости от степени нитрации нитроцеллюлозы, применяемого растворителя и технологии произ-ва коллоидные топлива подразделяют на *баллиститы* и *кордиты*. В состав К. т. р. т. вводятся также *стабилизаторы*, *флегматизаторы*, *пластификаторы*, *катализаторы горения* и др. добавки. К. т. р. т. обеспечивают уд. импульс 1800—2300 м/с при степени расширения в сопле, равном 40; имеют плотность ~ 1600 кг/м³. В последнее время получили распространение т. н. модифицированные двухосновные топлива, получаемые введением в состав К. т. р. т. твёрдых окислителей (перхлорат аммония, октоген) и высококалорийных горючих (алюминий). Но такие топлива целесообразно относить к классу *смесевых твёрдых ракетных топлив*.

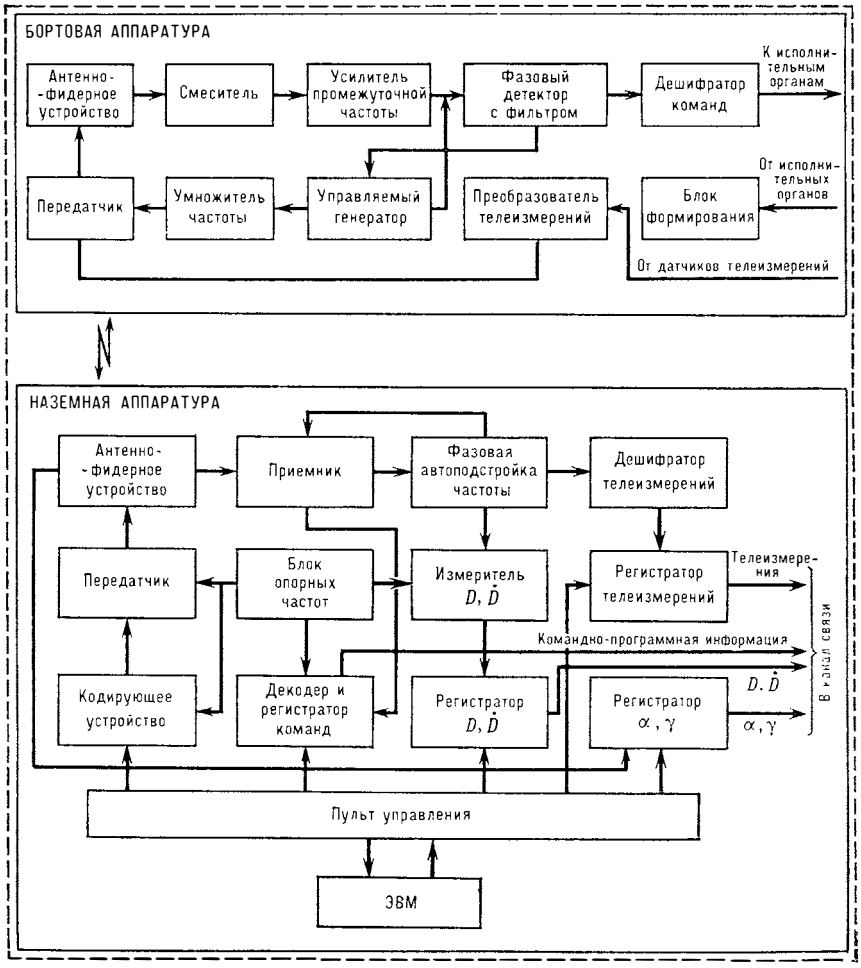
КОЛЛО́ИДНЫЙ ЭЛЕКТРИ́ЧЕСКИЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — вид *электростатического ракетного двигателя*.

КОЛЛО́ИДНЫЙ ЯДЕРНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — *ядерный ракетный двигатель* с коллоидным реактором, т. е. с реактором, при работе к-рого ядерное горючее (делящееся вещество) находится в виде мельчайших, размером от долей до сотен мкм (т. н. коллоидных), твёрдых или жидких (расплавленных) частиц. Предполагается, что при обтекании их рабочее тело (водород) может нагреваться до 4000 К и более и уд. импульс К. я. р. д. превысит 11 км/с. Предложено удерживать частицы ядерного горючего в реакторе за счёт отжатия их к периферии центробежными силами: частицы могут размещаться во вращающемся барабане или закручиваться вихревым потоком рабочего тела. Создание эффективного К. я. р. д. представляется столь же трудной задачей, что и создание *газофазного ядерного ракетного двигателя*.

«КОЛУ́МБИЯ» — см. *«Спейс шаттл»*.

КОМА́НДНО-ИЗМЕРИ́ТЕЛЬНАЯ СИСТЕ́МА — радиотехническое средство *наземного автоматизированного комплекса управления* (НАКУ) в совокупности с бортовой аппаратурой КА, предназначенное для измерения параметров движения КА, приёма и передачи различных видов информации, формирования и передачи на КА команд и программ управле-

Блок-схема командно-измерительной системы



ния, стандартных частот и сигналов времени для синхронизации работы бортового комплекса управления.

Каналы связи К.-и. с. (передачи команд и программ управления, телеметрич. контроля, измерения параметров движения и др.) могут работать как поочерёдно, так и одновременно в совмещённом режиме. На первых этапах развития космич. средств связи в осн. применялись специализированные радиотехнич. системы, к-рые решали только задачи радиоконтроля орбит или передачи командно-программной информации. Затем получили развитие гл. обр. совмещённые многофункцион. радиотехнические системы. По типу радиолиний совмещённые К.-и.с. подразделяются на системы с непрерывной структурой и с импульсной формой радиосигналов. По способу разделения каналов различают К.-и. с. с временным (применяется в системах с непрерывным и импульсным излучением) и частотным (применяется в системах с непрерывным излучением) разделением. Принцип построения совмещённой К.-и. с. показан на примере системы с непрерывным излучением и частотным разделением каналов (см. рис.). Наземная станция в комплексе с бортовой аппаратурой обеспечивает измерение наклонной дальности (D), радиальной скорости ($\dot{D}$), угловых координат (азимута α, угла места γ). Определение наклонной дальности основано на методе измерения задержек фаз поднесущих частот, а определение радиальной скорости— на измерении доплеровского смещения частоты. Угловые координаты измеряются в процессе автосопровождения КА наземной антенной, использующей равносигнальный метод радиолокац. слежения за целью. Команды управления формируются в кодирующем устройстве. Сетка поднесущих частот, необходимых для измерения дальности и образования кода команд, генерируется в блоке опорных частот. Данные всех измерений, передаваемые команды и телеметрич. информация регистрируются в наземной станции в виде, пригодном для воспроизведения с целью их анализа на измерит. пункте, а также для передачи по каналам связи в центральный пункт управления (ЦПУ) для последующей обработки совместно с другой информацией. В состав К.-и. с. могут вводиться электронные вычислит. машины (универсальные или специализированные), обеспечивающие решение задач целеуказаний для наведения антенных систем на КА, управления работой аппаратуры К.-и. с. в сеансе связи по заданной программе, предварит. обработки измерит. и командной информации, сопряжения К.-и. с. с каналами связи и передачи данных в ЦПУ и т. д.

Точность измерения параметров движения КА у совр. К.-и. с. совмещённого типа характеризуется среднеквадратичными ошибками, имеющими значение: $\Delta D \leqslant 10$—30 м; $\Delta\dot{D} \leqslant 0{,}01$—$0{,}1$ м/с; $\Delta\alpha$, $\Delta\gamma \leqslant 3$—$5'$. В нек-рых случаях, когда требуется более высокая точность определения параметров движения КА, применяются фазопеленгаторные методы измерения угловых координат α и γ и угловых скоростей $\dot{\alpha}$ и $\dot{\gamma}$, использующие большие измерит. базы (до неск. сотен м). При этом погрешности измерений указанных параметров не превышают $\Delta\alpha$, $\Delta\gamma \leqslant 10$—$20''$ и $\Delta\dot{\alpha}$, $\Delta\dot{\gamma} \leqslant 0{,}1''$ $с^{-1}$. Применяются интерферометры и с бо́льшими базами. Информационные характеристики К.-и. с. могут быть представлены следующими данными: скорость передачи команд и программ управления на борт КА до 1000 бит/с и более, при полных объёмах до 10^4 бит. Скорость передачи и приёма телеметрической (или целевой) информации до 200—300 тыс. бит/с.

Техника К.-и. с. развивается в направлении обеспечения более высоких точностных характеристик измерения параметров движения КА, увеличения надёжности и достоверности передачи команд управления, применения перспективных методов модуляции сигналов, использования достижений микроэлектронной техники, а также полной автоматизации подготовки и проведения сеансов связи с КА. *В. Н. Медведев.*

КОМА́НДНО-ИЗМЕРИ́ТЕЛЬНЫЙ ПУНКТ — см. *Наземный автоматизированный комплекс управления.*

КОМАРО́В Владимир Михайлович (1927—67) — космонавт СССР, полковник, дважды Герой Сов. Союза (1964; 1967, посмертно), лётчик-космонавт СССР (1964). Чл. КПСС с 1952. Окончил Моск. спец. школу ВВС (1945), Батайское воен. авиац. уч-ще им. А. К. Серова (1949) и Военно-возд. инж. академию им. Н. Е. Жуковского (1959). С 1960 в отряде космонавтов. 12—13 окт. 1964 впервые в мире (совм. с К. П. *Феоктистовым* и Б. Б. *Егоровым*) совершил полёт на многоместном КК «Восход» (в качестве командира). Исследовались работоспособность и взаимодействие космонавтов, изучалось влияние факторов полёта на организм человека. Впервые космонавты в полёте не пользовались скафандрами. При посадке КК применены РД. Полёт продолжался 1 сут 17 мин 3 с. 23—24 апр. 1967 совершил полёт на КК «Союз-1». В течение испытат. полёта, продолжавшегося 1 сут 2 ч 47 мин 52 с, К. была выполнена программа отработки систем нового корабля, а также проведены науч. эксперименты. Однако при посадке в результате отказа парашюта КК снижался с большой скоростью, что привело к гибели космонавта. За 2 рейса в космос налетал 2 сут 3 ч 4 мин 55 с. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР, золотая медаль «Космос» и медаль де Лаво (ФАИ); междунар. Комитетом по аэронавтике и космич. полётам К. удостоен ордена «Роза ветров» с бриллиантом. Награждён орденом Ленина, орденом Красной Звезды и медалями. К. присвоено звание Герой Труда СРВ. К. был избран почётным гражданином городов Калуга, Грозный (СССР), Нантер (Франция). В целях увековечения памяти К. посёлок прииска «Кумак» Адамовского р-на Оренбургской обл. переименован в пос. Комарово. Имя К. присвоено Ейскому высшему воен. авиац. ордена Ленина уч-щу лётчиков (1967), Междунар. авиац. федерация (ФАИ) учредила почётный диплом им. В. М. Комарова. Имя К. носят н.-и. судно, улицы, учебные заведения. В Москве установлен бронзовый бюст. Именем К. назван кратер на Луне. Урна с прахом в Кремлёвской стене.

КОМБИНИ́РОВАННЫЕ МЕ́ТОДЫ НАВИГА́ЦИИ — сочетают различные средства и принципы навигации (инерциальной, астрономической и радионавигации). Наиболее распространённые К. м. н.— радиоинерциальный и астроинерциальный. При решении сложных задач возможна комбинация всех трёх осн. методов навигации.

КОМБИНИ́РОВАННЫЙ РЕАКТИ́ВНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — *реактивный двигатель*, сочетающий в себе рабочие циклы реактивных двигателей осн. типов (классич. схем). Примерами К. р. д. являются *воздушно-ракетный двигатель* и турбопрямоточный воздушно-реактивный двигатель, в к-ром продукты сгорания, истекающие из сопла турбореактивного двигателя, поступают в возд. тракт прямоточного двигателя. Иногда к К.р. д. относят двигатели промежуточных схем или механич. комбинации разл. двигателей (рабочие элементы таких К. р. д. являются общими для неск. двигателей). Примерами упомянутых комбинаций являются ЖРД и прямоточные ВРД, камеры сгорания к-рых используются для размещения зарядов твёрдого ракетного топлива (обеспечивающего стартовую тягу), а также ЖРД, работающие последовательно на разл. компонентах топлива, подаваемых в общую камеру разными системами подачи.

В. М. Комаров

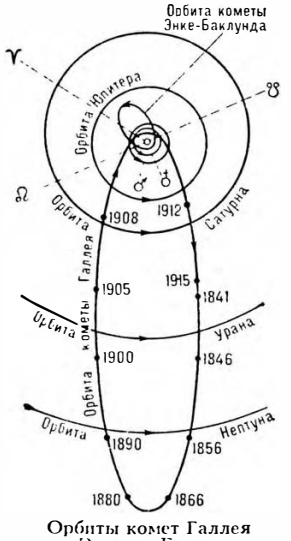
У. Конгрев

КОМЕ́ТЫ (от греч. kométēs — звезда с хвостом, букв.— носящий длинные волосы) — малые тела *Солнечной системы*, к-рые движутся по вытянутым орбитам и у к-рых с приближением к Солнцу появляется газо-пылевой «хвост». Вдали от Солнца К.— твёрдое тело (ядро К.). По своим размерам ядра К. занимают промежуточное положение между малыми планетами Солнечной системы и метеорными частицами. Из-за малых размеров (неск. десятков км и менее в поперечнике) К. вдали от Солнца обычно ненаблюдаемы. Они становятся видимыми с Земли в телескоп, а иногда и невооружённым глазом, лишь когда приближаются к Солнцу. В это время происходит развитие К., состоящее в том, что под воздействием солнечного излучения из её ядра выделяются пыль и газы. Форма К. претерпевает последоват. изменения: сначала вокруг ядра появляется оболочка — кома, к-рая составляет вместе с ядром голову К., затем образуется газовый или пылевой хвост, иногда наблюдаются тот и др. одновременно. Размеры К. при этом сильно увеличиваются. Затем, по мере удаления К. от Солнца, происходит обратный процесс: исчезают хвост и голова, и К. вновь перестаёт быть видимой даже в самые большие телескопы.

Каждый год появляется неск. К., обычно слабых, видимых только в телескоп. Они называются первоначально по имени наблюдателя, открывшего К., а затем вносятся в каталог по году открытия и времени прохождения через перигелий: лишь за самыми замечат. К. сохраняется имя открывшего или изучившего особенности их движения (напр., Э. Галлея, И. Ф. Энке — О. А. Баклунда, С. Аренда, Г. Ролана, Д. Морхауза и т. д.). Массы ядер К., вероятно, заключены в пределах 10^{11}—10^{15} кг. Размеры голов К. колеблются в пределах 10^3—10^6 км. Длина хвоста может достигать сотен млн. км, т. е. сравнима с расстоянием от Земли до Солнца. Концентрация вещества и в коме и в хвос-

те очень мала, напр. в газовых хвостах она составляет 10^8 частиц в 1 м³.

К. движутся вокруг Солнца по эллиптич. орбитам. Большинство К. имеет орбиты с очень длинными большими полуосями, и, следовательно, большие периоды обращения. Однако встречаются также К. со сравнительно малыми периодами обращения. Наиболее замечат. из долгопериодич. К.— это К. Галлея (период ок. 75 лет, следующее появление в 1986). Пример короткопериодич. К.— это К. Энке — Баклунда с периодом ок. 3 лет. С применением вычислит. техники появилась возможность изучать методами *небесной механики* эволюцию кометных орбит, обусловленную воздействием больших планет Солнечной системы, особенно Юпитера. Изменения яркости и изменения форм К. при их прохождении вблизи Солнца впервые нашли своё объяснение в т. н. механич. теории кометных форм, развитой Ф. Бесселем и Ф. А. Бредихиным. Эта теория объясняла как разл. формы кометных хвостов (прямые — газовые и изогнутые — пылевые), так и изменение формы и размеров К. при изменении расстояния от Солнца на основе предположения, что на частицы К. (твёрдые и газовые) действуют две силы: притяжения Солнца и давления его излучения (отталкивания). В дальнейшем, с накоплением сведений о физ. процессах в К., потребовалась значит. ревизия этой теории.



Орбиты комет Галлея и Энке — Баклунда

Комета Морхауза

Излучение К. обусловлено гл. обр. свечением двухатомных молекул (C_2, CN, CH, OH, NH и др.), входящих в состав как головы, так и хвоста К., причём в голове содержатся нейтральные молекулы (углерод, циан и др.), а в хвосте — ионизованные (CO^+, N_2^+ и др.). Свечение возникает в результате переизлучения солнечной радиации этими молекулами. Существенное влияние на образование кометных форм и на процессы, протекающие в К., оказывает корпускулярное излучение Солнца — *солнечный ветер*. Для дальнейшего изучения физики К., помимо применения обычных астрономич. методов, разрабатываются проекты посылки межпланетных КА во время будущих появлений периодич. К.

С. М. Полосков.

КОМИТЕ́Т ООН ПО ИСПО́ЛЬЗОВАНИЮ КОСМИ́ЧЕСКОГО ПРОСТРА́НСТВА В МИ́РНЫХ ЦЕ́ЛЯХ. В соответствии с резолюцией Генеральной Ассамблеи ООН, принятой 20.12.1961, ООН должна быть «центром международного сотрудничества в исследовании и использовании космического пространства в мирных целях». В системе ООН роль такого центра в первую очередь призван выполнять спец. орган — Комитет по использованию космич. пространства в мирных целях. Это единственный межправительственный орган, в к-ром гос-ва, принадлежащие к различным обществ. системам, совместно обсуждают самый широкий круг политич., правовых и научно-технич. вопросов, возникающих в процессе освоения космоса.

Врем. комитет ООН по использованию космич. пространства в мирных целях в составе 18 государств первоначально был образован 13.12.1958. Ряд членов Комитета, однако, отказался принимать участие в его работе, т. к. состав Комитета не отвечал интересам широкого и равноправного сотрудничества гос-в в освоении космоса. 12.12.1959 Ген. Ассамблея ООН единогласно приняла резолюцию, учредившую Комитет по использованию космич. пространства в мирных целях в качестве одного из своих пост. комитетов и определившую новый состав его членов. В Комитет вошли 24 страны, представляющие три осн. группы государств, существующие в совр. мире. В 1966 состав Комитета был увеличен до 28, в 1973 — до 37, в 1977 — до 47 и в 1980 — до 53 гос-в.

Перед Комитетом был поставлен ряд задач, в т. ч. содействие дальнейшему исследованию космич. пространства, начатому в период МГГ (1957—58), распространение информации, оказание помощи в осуществлении нац. иссл. программ, изучение правовых проблем освоения космоса. Комитет призван осуществлять тесную связь со всеми правительств. и неправительств. орг-циями, занимающимися вопросами исследования и использования космич. пространства. Для более конкретного изучения путей и методов орг-ции сотрудничества Комитет создал 2 подкомитета в полном составе его членов: один — в целях обсуждения науч. и технич. вопросов, другой — по правовым вопросам сотрудничества. Позже при Комитете и его Научно-технич. подкомитете был образован ряд спец. рабочих групп. Комитет представляет доклады о своей деятельности Ген. Ассамблее ООН.

Комитет и его Юридич. подкомитет играют важную роль в разработке норм междунар. космич. права. Рассмотрением большинства правовых вопросов сотрудничества гос-в в космическом пространстве ООН занималась по инициативе и при самом активном участии Сов. Союза. В рамках Комитета были разработаны соглашения, ныне составляющие основу междунар. космич. правопорядка: *Договор о космосе 1967*, Соглашение о *спасании космонавтов и космических объектов*, запущенных в космич. пространство, Конвенция о международной *ответственности за ущерб*, причинённый космич. объектами, Конвенция о *регистрации космических объектов*, запускаемых в космич. пространство, *Соглашение о Луне*. Комитет оказывает помощь развивающимся странам в профессион. подготовке специалистов в связи с практич. использованием космич. техники, проводит работы по организации под эгидой ООН междунар. полигонов для запуска иссл. ракет, принимает участие в подготовке междунар. конференций ООН по исследованию и использованию космич. пространства в мирных целях.

В системе ООН отд. вопросами исследования и использования космич. пространства занимается группа специализиров. учреждений ООН (Междунар. союз электросвязи, Всемирная метеорологич. орг-ция, Междунар. орг-ция гражд. авиации, Межправительственная мор. консультативная орг-ция и др.). Вклад этих организаций в развитие международного сотрудничества весьма значителен, хотя ни одна из них не ведёт непосредственной деятельности в космосе.

В. С. Верещетин.

КОМПОНЕ́НТ (от лат. componens — составляющий) р а к е т н о г о т о п л и в а — отдельно хранимая и подводимая к РД, отличающаяся по составу часть *ракетного топлива*. К. топлива может состоять из одного или из смеси индивидуальных хим. веществ. Среди жидких топлив различают *высококипящие компоненты* и *низкокипящие компоненты* ракетного топлива. В составе твёрдого ракетного топлива также можно различать К.— отд. вещества, входящие в состав твёрдого топлива. Жидкое и твёрдое ракетные топлива могут быть одно-, двух и многокомпонентными.

КОМПРЕ́ССОРНАЯ СТА́НЦИЯ — установка для получения сжатого воздуха или др. газа (напр., азота, гелия). К. с. состоит из компрессора с приводом, холодильников, блока адсорбционной осушки, регенерац. установки для восстановления рабочего состояния адсорбента, пневмомагистралей, контрольно-измерит. приборов, щитов управления и контроля. П е р е д в и ж н а я К. с. располагается на автошасси или прицепах; приводом служит двигатель внутр. сгорания. С т а ц и о н а р н а я К. с. располагается в сооружениях наземного или полузаглублённого типа; приводом служат электродвигатели. В состав К. с. может входить один или неск. компрессоров. Давление сжатого газа, подаваемого К. с. космодрома, составляет 23—40 МПа, точка росы не выше —55 °С.

«КОМСТА́Р» (англ. Comstar, сокр. от Communications Star — звезда связи) — наименование ИСЗ для региональной коммерческой системы связи США, принадлежащей фирме «Американ телефон энд телеграф компани» (American Telephone and Telegraph Company). Масса при старте 1476 кг. Корпус — цилиндр выс. 6 м и диам. 2,1 м. «К.» создан на основе ИСЗ «*Интелсат*-4А». Оснащён 24 ретрансляторами и способен одновременно обеспечить передачу 24 программ цветного ТВ или двустороннюю радиотелефонную связь по 14 400 каналам. «К.-1», «К.-2», «К.-3», «К.-4» выведены соответственно 13.5.1976, 22.7.1976, 30.6.1978, 21.2.1981 на стационарную ор-

биту РН «Атлас-Центавр». О планах дальнейших запусков не сообщалось.

Наземный комплекс системы связи на базе ИСЗ «К.» включает станции близ Сан-Франциско, Лос-Анджелеса, Чикаго, Атланты, Скрантона (шт. Пенсильвания), Тампы (шт. Флорида) и Гонолулу (Гавайские о-ва). Все станции оснащены антеннами с отражателем диам. 30 м.

КО́НГРЕВ, Конгрив (Congreve) Уильям (1772—1828) — английский учёный и изобретатель в области ракетной техники, полковник; сторонник боевого применения пороховых ракет и конструктор различных типов таких ракет. К. заимствовал опыт индусов, использовавших ракеты против англичан (сражения при Серингапатаме в 1792 и 1799). Окончил колледж при Кембриджском ун-те в 1793, получив степень бакалавра наук; с 1795 — магистр наук. В 1801 К. начал работать над усовершенствованием ракет с целью увеличения дальности их полёта; установил влияние скорости истечения газов и их расхода на скорость полёта ракеты. В 1804—05 разработал боевые ракеты с дальностью полёта 1800 м, предложил помещать в головную часть взрывчатые вещества, зажигательную смесь, установил оптимальный угол запуска ракет на макс. дальность (55°), сформулировал преимущества ракетной артиллерии (отсутствие отдачи и др.). Заменил бумажный корпус ракеты металлическим. Создал боевые ракеты 10 различных калибров, предложил конструкции 6 типов пусковых станков (для вооружения различных родов войск). Последние типы ракет К. имели дальность 2700 м, массу до 20 кг и были, в зависимости от назначения, зажигательными, фугасными, шрапнельными и осветительными. Для улучшения кучности боя ввёл ракеты с центральным направляющим штоком и 5 отверстиями для истечения реактивной струи (ск. 1815). Предложил запускать боевые ракеты с инж. земляных сооружений (1813) и с установок на плече человека (1827). Разрабатывал гарпунные и спасательные ракеты (1825). Результаты работ К. изложил в трудах, вышедших в 1806—1827. Именем К. назв. кратер на Луне. Портрет на стр. 165.

КОНДЕНСА́Т (от лат. condensatus — уплотнённый, сгущённый) атмосферной влаги в космическом корабле — жидкость, полученная в герметической кабине КК в результате конденсации в *холодильнике-конденсаторе* водяных паров, выделяемых человеком, растениями (*транспирационная влага*) и др. живыми организмами. Содержит незначит. кол-во примесей летучих веществ, выделяемых с кожных покровов и при дыхании, хим. вещества, выделяемые конструкц. материалами КК и бортовым оборудованием, а также летучие вещества из гигиенич. и бытовых вод, пищевых продуктов и их остатков.

Суточное кол-во К. от одного человека составляет 1—2 л, следовательно, он может служить одним из источников пополнения запасов воды на КК при длительных полётах (см. *Водообеспечение*). Воды, регенерированной из К. (см. *Регенерация воды*), достаточно для удовлетворения половины суточной потребности человека — 4 л в сутки, включая миним. кол-во воды для сан.-гигиенич. целей (1,8 л), приготовления пищи (1,0 л) и питья (1,2 л). Для регенерации воды могут быть использованы разл. физико-химические методы. Регенерация воды из К. со значительными техническими примесями требует дополнит. методов доочистки.

КОНДИЦИОНИ́РОВАНИЕ ВО́ЗДУХА (от лат. condicio — условие, состояние) — поддержание заданных параметров воздуха (давления, температуры, влажности, газового состава, концентрации ионов) в герметических отсеках КК, пилотируемой орбитальной станции или в *скафандре*, а также обеспечение вентиляции отсеков и очистки воздуха от вредных примесей с целью создания комфортных условий для космонавтов. К. в. осуществляется в звеньях *регенерации воздуха*, *регенерации кислорода*, *осушки воздуха*, *терморегулирования системах* и т. д., являющихся составной частью *системы жизнеобеспечения* обитаемого КА или *ранцевой системы жизнеобеспечения*.

КОНДРАТЮ́К Юрий Васильевич (1897—1941)— один из пионеров космонавтики. В 1916 окончил гимназию в Полтаве. В 1914—15 заинтересовался проблемами межпланетных сообщений и вскоре закончил рукописную работу, посвящённую этим вопросам: «Тем, кто будет читать, чтобы строить» (1918—19), в к-рой независимо от К. Э. *Циолковского* оригинальным методом вывел осн. ур-ние движения ракеты, дал схему и описание 4-ступенчатой ракеты на кислородно-водородном топливе, камеры сгорания двигателя с шахматным и другим расположением форсунок окислителя и горючего, параболоидального сопла, ТНА для подачи топлива, регуляторов, системы управления ракетой от гироскопов с приводом на поворотную выходную часть сопла и применением плавающих гироскопов для ориентации. В этой работе К. предложил: использовать сопротивление атмосферы для торможения ракеты при спуске с целью экономии топлива; для экономии энергии при полётах к небесным телам выводить КК на орбиту их искусств. спутника, а для посадки на них человека и возвращения на КК использовать небольшой взлётно-посадочный аппарат, отделяемый от КК; располагать базы снабжения КК на орбите ИСЛ или на Луне и, используя солнечную энергию, добывать топливо из лунных пород; использовать гравитац. поле встречных небесных тел для доразгона или торможения КА при полёте в Солнечной системе. В этом же труде К. рассматривает: использование солнечной энергии с помощью зеркал-концентраторов для нужд КК и системы больших зеркал на орбитах искусств. спутника для освещения планет, изменения их климата, для межпланетной сигнализации; электростатич. РД, работающие на катодных лучах, порошках и тонкопульверизируемой жидкости.

В 1929 в Новосибирске вышла его книга «Завоевание межпланетных пространств», в к-рой определена последовательность первых этапов освоения космич. пространства, более подробно рассмотрено большинство перечисл. выше проблем и сделан ряд дополнит. предложений: ракетно-арт. снабжение ИС с Земли; использование в качестве горючего ракетных топлив нек-рых металлов с высокой теплотой сгорания, металлоидов и их водородных соединений, в частности бороводородов. К. исследовал проблему тепловой защиты КА при их движении в атмосфере. Науч. и практич. интерес представляют также описание устройства отд. частей межпланетного КК, органов его управления и стабилизации. В трудах К. ряд вопросов ракетодинамики, ракетостроения и др. проблемы, связанные с освоением космич. пространства, нашли новые решения, мн. из к-рых используются по мере развития космонавтики. Наряду с разработкой проблем космонавтики известна изобретат. деятельность К. в области пром. энергетики и др. областях. Именем К. назв. кратер на Луне.

Ю. В. Кондратюк

Ч. Конрад

КОНЕ́ЧНАЯ МА́ССА ракеты — масса ракеты в момент выключения её двигателя. В К. м. входят: масса полезного груза (для составных ракет — масса последующих ступеней), масса конструкции, бортовых систем и оборудования, масса оставшегося топлива (*гарантийный запас топлива* и остатки в топливных баках) и газов наддува в топливных баках. При многократном включении РД К. м. определяется для каждого из включений двигателя; в этом случае в неё входит также *рабочий запас топлива* для последующих включений.

КОНЕ́ЧНЫЙ УЧА́СТОК СБЛИЖЕ́НИЯ — участок полёта (сближения) двух КА на таком удалении друг от друга, что их геометрические размеры сравнимы с расстоянием между ними. Управление движением центра масс КА обычно реализуется координатным (декартовым) способом, т. е. с использованием шести групп РД малой тяги, создающих линейные ускорения любого знака вдоль строительных осей активного КА. На К. у. с. поддерживается ориентация активного КА в сторону пассивного, выполняются такие манёвры, как причаливание, зависание (поддержание относит. расстояния между КА в заданном диапазоне), облёт (перемещение активного КА вокруг пассивного на малом от него расстоянии). Энергетич. затраты на этом участке невелики.

КОНИ́ЧЕСКИЕ СЕЧЕ́НИЯ — кривые 2-го порядка, получаемые в результате сечения конуса плоскостью, не проходящей через вершину конуса. К. с.— окружность, эллипс, парабола и гипербола. К. с. являются траекториями в *задаче двух тел*.

КО́НРАД (Conrad) Чарлз (р. 1930) — космонавт США, капитан 1-го ранга ВМС в отставке. По окончании в 1953 Принстонского ун-та служил в ВМС. В 1961 окончил Военно-мор. школу лётчиков-испытателей в Патаксент-Ривер (шт. Мэриленд) и работал в ней лётчиком-испытателем, инструктором и инженером. Затем служил на военно-мор. авиац. базе в Мирамаре. С 1962 в группе космонавтов НАСА. 21—29 авг. 1965 совм. с Г. *Купером* совершил полёт на КК «Джемини-5» в качестве второго пилота. Во время полёта, длившегося 7 сут 22 ч 55 мин 14 с, проводился эксперимент по сближению с контейнером и др. исследования. 12—15 сент. 1966 совм. с Р. *Гордоном* совершил полёт на КК «Джемини-11» в качестве командира. КК сблизился и соединился тросом с ракетой-мишенью «Аджена-11»; впервые на КК была создана искусств. сила тяжести. Полёт продолжался 2 сут 23 ч 17 мин

К. И. Константинов

Н. Коперник

8 с. 14—24 нояб. 1969 совершил полёт на Луну (совм. с Гордоном и А. *Бином*) в качестве командира КК «Аполлон-12». Совм. с Бином высадился в Океане Бурь 19 нояб. 1969. Дважды выходил на поверхность Луны (общее время 7 ч 45 мин). Всего пробыл на Луне 31 ч 31 мин. Полёт продолжался 10 сут 4 ч 36 мин 25 с. 25 мая — 22 июня 1973 совм. с П. *Вейцем* и Дж. *Кервином* совершил полёт в качестве командира 1-го экипажа орбит. станции «Скайлэб». Полёт продолжался 28 сут 49 мин 49 с. Дважды выходил в открытый космос (общее время 6 ч 34 мин). За 4 рейса в космос налетал 49 сут 2 ч 49 мин 36 с. Чл. Амер. ин-та аэронавтики и астронавтики. Пр. Р. Годдарда Нац. космич. клуба США. Награждён 2 золотыми медалями НАСА «За исключительные заслуги», медалью «За выдающийся вклад в технику полётов человека в космосе» (США), золотой медалью им. Ю. А. Гагарина (ФАИ). С 1974 в отставке. Вице-президент фирмы Marketing, McDonnell Douglas Corp. с отделениями в Денвере (шт. Колорадо).

КОНСЕРВА́ЦИЯ (от лат. conservatio — сохранение) отходов жизнедеятельности — обработка жидких и твёрдых отходов жизнедеятельности живых организмов на борту КК с помощью физических методов (УФ облучение, ультразвук) и химических веществ (различные окислители, коагулянты, органические кислоты — салициловая, лимонная и др., антибиотики, сульфамидные препараты). Цель К.— предотвратить биохим. разложение отходов во время хранения и обеспечить чистоту регенерированной воды, полученной разл. физико-хим. методами, путём стерилизации и связывания свободного аммиака в нелетучие хим. соединения.

КОНСЕРВИ́РОВАНИЕ ПРОДУ́КТОВ — способ удлинения сроков хранения пищевых продуктов. Достигается термич. обработкой, охлаждением, замораживанием, копчением, посолом, высушиванием, добавлением консервантов и т. д. Один из перспективных способов К. п.— их высушивание из замороженного состояния (*лиофилизация*). Лиофилизированные продукты имеют ряд преимуществ: миним. масса и объём, хорошая сохраняемость при обычных условиях. Их использование наиболее целесообразно при сочетании с регенерацией воды. Широкое распространение приобретает метод консервирования ионизирующим излучением. Наиболее распространённые виды К. п.— изготовление баночных консервов и презервов (замороженн. готовые блюда). Для обеспечения питания космонавтов на КК широко используются консервы в жестяных и алюминиевых банках и тубах, полимерных пакетах.

КОНСТАНТИ́НОВ Константин Иванович (1818—71) — русский учёный и изобретатель в области артиллерии, ракетной техники, приборостроения и автоматики, генерал-лейтенант (1864). В 1836 окончил Михайловское арт. уч-ще. С 1849 — командир Петерб. ракетного заведения. В 1859—61 прочёл цикл лекций для арт. офицеров о ракетах. С 1861 руководил стр-вом Николаевского ракетного з-да, с 1867 — его работой. В 1840—44, 1857—58 находился за границей, где изучал состояние ракетной техники. В 1847 построил ракетный баллистич. маятник, на к-ром установил закон изменения движущей силы ракеты во времени. При помощи этого прибора К. исследовал влияние формы и конструкции ракеты на её баллистич. свойства, заложив науч. основы расчёта и проектирования ракет. С 1850 проводит опыты с боевыми ракетами с целью увеличения дальности полёта и кучности падения. Исследовал вопросы оптимальных параметров ракет, способы их стабилизации в полёте, способы крепления и отделения на траектории головных частей ракет, составы ракетных порохов. К. уделял большое внимание улучшению технологии произ-ва и сборки ракет, механизации и безопасности их изготовления. Им созданы боевые ракеты совершенной для 19 в. конструкции (с дальностью полёта 4—5 км), ПУ и машины для произ-ва ракет, разработан технологич. процесс изготовления ракет с применением автоматич. контроля и управления отд. операциями; рекомендованы новые приёмы применения ракет в воен. деле. Предложил применять ракеты для переброски троса в китобойном промысле. К.— автор работ по разл. вопросам ракетной техники, артиллерии, ручного огнестрельного оружия, пиротехники, порохового дела, воздухоплавания. Именем К. назв. кратер на Луне.

КОНТА́КТ ПОДЪЁМА (от лат. contactus — соприкосновение) — датчик электромеханического типа, выполненный в виде электрического разъёма, разрываемого ходом РН, и используемый для фиксации момента отрыва РН от ПУ. На основании информации от одного или нескольких К. п. вырабатывается команда на запуск счётно-решающих устройств *инерциальной системы управления* выведением РН с КА. Эта же команда используется в качестве опорной в циклограмме полёта РН (последовательности взаимосвязанных операций по управлению полётом). Принципиально запуск счётно-решающих устройств для решения навигац. задачи можно было бы осуществить от программно-временного устройства в соответствии с *циклограммой пуска* РН, однако вследствие разбросов времени прохождения команд, расходных и энергетич. характеристик РН и т. д. момент начала фактич. движения может существенно отличаться от расчётного, что приведёт к большим ошибкам вычислений значений скорости и положения центра масс РН.

КО́НУС УБЕГА́НИЯ — телесный угол (в форме конуса с вертик. осью), характеризующий данную точку в *экзосфере*, внутри к-рого вероятность вылета частиц из атмосферы без соударений достаточно велика (напр., не менее 0,5). К. у. расширяется с ростом высоты; на данной высоте диаметр К. у. определяется концентрацией частиц, высотой однородной атмосферы и значением газокинетич. эффективного сечения соударений. Внутри К. у. лежат траектории частиц, испаряющихся из атмосферы. См. *Диссипация атмосфер*.

КОНЦЕНТРА́ТОР СО́ЛНЕЧНОЙ ЭНЕ́РГИИ — устройство для концентрации (фокусирования) потока солнечной энергии, применяемое в *солнечных энергетических установках*, РД, установках для сварки, пайки и др. технологич. целей в космосе, когда требуются повыш. темп-ры. К. с. э. имеет зеркальную отражающую поверхность обычно в форме параболоида вращения. Световой поток, падающий параллельно оптич. оси, концентрируется в фокусе параболоида, образуя фокальное пятно с высокой плотностью энергии. Размеры фокального пятна определяются угловым размером солнечного диска, геометрич. характеристиками параболоида и точностью его изготовления. Эффективность К. с. э. характеризуется ср. коэф. концентрации, равным отношению площади миделя лучевоспринимающей поверхности К. с. э. к площади фокального пятна. Для идеально точного К. с. э., находящегося на расстоянии ~ 150 млн. км от Солнца, значение этого коэф. 11 500; в реальных конструкциях вследствие неточности параболоида происходит размытие фокального пятна, и коэф. концентрации уменьшается (для разных типов К. с. э. до 1000—7000); при этом макс. плотность потока энергии в фокальном пятне составляет 5—30 МВт/м², а равновесная темп-ра абс. чёрного тела, помещённого в фокус К. с. э., 1000—3500 К. В зависимости от диаметра и требуемой точности К. с. э. может быть выполнен цельным, складным или надувным (из плёнки). Наибольшую точность имеют цельные К. с. э. из тонкостенной (0,2—0,3 мм) никелевой оболочки параболоидной формы (с диам. 1—2 м). Оболочка может быть получена методом гальванокопии с точных выпуклых матриц. Элементами жёсткости в цельных К. с. э. служат периферийный обод или сотовые конструкции. Аналогично изготовляют отд. элементы складных К. с. э., диаметр к-рых может составлять неск. м. Такие К. с. э. могут изготовляться также из тонких листов алюминия методом вытяжки. Для надувных К. с. э. могут использоваться эластичные полимерные плёнки толщиной неск. мкм, предварительно отформованные по параболоидному профилю. Надувные К. с. э. могут иметь большой диаметр (7—10 м и более) и компактно укладываться перед стартом. В качестве отражающего зеркального покрытия используются алюминий или серебро, наносимые обычно методом испарения в вакууме (коэф. отражения до 0,9—0,95); для защиты от воздействия космич. среды (микрометеоров, ионизирующих излучений и др.) в К. с. э. используются прозрачные высокотвёрдые покрытия, в состав к-рых входит окись кремния или алюминия и др. Испытания элементов К. с. э. в космосе показали, что такие покрытия могут длительно работать без существенного снижения характеристик. Уд. масса К. с. э. на единицу площади лучевоспринимающей поверхности зависит от типа конструкции, габаритов, условий эксплуатации и составляет 1—5 кг/м².

В. П. Полуэктов, С. А. Худяков

КОНЦЕНТРИ́РОВАНИЕ УГЛЕКИ́СЛОГО ГА́ЗА — извлечение из *атмосферы кабины* КК углекислого газа для последующей его утилизации. В ряде СЖО целесообразно использование углекислого газа, выдыхаемого космонавтами, для получения из него кислорода. К. у. г. может быть осуществлено методами вымораживания, поглощения сорбентами с последующей десорбцией концентрированного углекислого газа подогре-

вом или иным способом. В системах очистки воздуха при регенерации адсорбентов получают углекислый газ в смеси с др. компонентами.

КООРДИНАЦИО́ННО - ПЛА́НОВАЯ СЛУ́ЖБА наземного автоматизированного комплекса управления — орган центрального командного пункта для орг-ции взаимодействия служб и средств *наземного автоматизированного комплекса управления* (НАКУ) при управлении КА в полёте. К.-п. с. занимается распределением наземных средств управления полётами, а также планированием и координацией времени и режимов работы служб и средств НАКУ для всех активных (действующих) КА. Использование командно-измерит. пунктов, экспедиц. судов, каналов связи и др. средств для различных КА обусловливается их программами полёта, типом установленной на них бортовой аппаратуры и *космической обстановкой* на планируемый период времени. При этом устанавливаются приоритет одних КА (напр., КК) по отношению к другим, требуемое «перекрытие» зон действия командно-измерит. систем, степень необходимого дублирования и резервирования, средства, подлежащие использованию в нештатных ситуациях. Для оптимального планирования и координации средств управления полётом используются ЭВМ, а также различные средства автоматизации и наглядного отображения.

КОПЕ́РНИК (Kopernik, Copernicus) Николай (1473—1543) — польский астроном, создатель гелиоцентрической системы мира. Учился в Краковском ун-те (1491—95). В 24 года был избран каноником. Продолжил образование в итал. ун-тах Болоньи, Падуи, Феррары, где, кроме астрономии, изучал медицину и право. К., поняв зависимость между видимыми движениями планет и Солнца, на этой основе построил гелиоцентрич. систему мира. Благодаря ей правильное объяснение получил ряд непонятных с точки зрения геоцентрич. системы закономерностей движения планет. Таблицы, составленные К., много точнее таблиц Птолемея, что имело большое значение для быстро развивавшегося тогда мореплавания. Широкое их использование способствовало распространению гелиоцентрич. системы мира. Результаты труда были обобщены К. в соч. «Об обращениях небесных сфер», опубликованном в 1543, незадолго до его смерти. В 1616 декретом инквизиции книга К. была внесена «впредь до исправления» в «Индекс запрещённых книг» и оставалась под запретом до 1828.

КОРАБЛИ́ СЛЕЖЕ́НИЯ. Для обеспечения запусков РН и КА в странах, осуществляющих свои национальные космические программы, имеются корабли слежения.

1) К. с. СССР. К. с., участвующие в работе с КА, можно разделить на две группы. Состав оборудования судов, входящих в первую группу, позволяет им выполнять все функции, свойственные стационарным измерит. пунктам: передавать в космос команды и программы для управления полётом, измерять параметры движения КА, принимать от них телеметрич. и науч. информацию, вести радиотелефонные и радиотелеграфные переговоры с космонавтами. Эти К. с. могут быть назв. универсальными. К ним относятся «*Космонавт Юрий Гагарин*», «*Космонавт Владимир Комаров*», «*Академик Сергей Королёв*». Вторая группа К. с. располагает меньшим составом оборудования и решает более узкий круг задач: приём телеметрич. и науч. информации и радиопереговоры с космонавтами. В эту группу входят четыре корабля новой серии типа «*Космонавт Владислав Волков*» («*Космонавт Георгий Добровольский*», «*Космонавт Павел Беляев*», «*Космонавт Виктор Пацаев*») и четыре — типа «Кегостров» («Моржовец», «Борович», «Невель»). По полноте контроля, степени автоматизации, совершенству корабельных космич. и обеспечивающих систем К. с. новой серии типа «Космонавт Владислав Волков» значительно превосходят четыре других К. с. типа «Кегостров». В основу проекта для всех К. с. новой серии был положен корпус типового лесовоза. Корабли спроектированы и построены в Ленинграде. Они вошли в состав н.-и. флота АН СССР в 1977—79. Все суда включены в состав Балтийского мор. пароходства; порт приписки — Ленинград. Головное судно («Космонавт Владислав Волков») ушло в первый научный рейс в Атлантич. океан 18 окт. 1977. Затем ушли «Космонавт Павел Беляев» (15 марта 1978), «Космонавт Георгий Добровольский» (14 окт. 1978) и последним — «Космонавт Виктор Пацаев» (19 июня 1979). К. с. «Кегостров» — из серии однотипных судов, построенных в 1967. Его полное водоизмещение 6100 т, дл. 121,9 м, ширина 16,7 м, осадка 4,7 м, мощность силовой установки 3830 кВт, скорость 15,6 узлов, дальность плавания 16 000 миль. В экипаж корабля входят 53 человека, в состав экспедиции — 36 человек. Все четыре судна проектировались на базе корпуса серийного лесовоза. В первые науч. рейсы суда ушли в июне 1967. Порт приписки — Ленинград. См. вкл. XXXV.

2) К. с. зарубежных стран. Наиболее крупным спец. флотом (до 20 кораблей) располагают США. Здесь ввод К. с. в эксплуатацию проводился на основе переоборудования и переоснащения законсервированных ранее коммерч. судов. Эксплуатация К. с. осуществляется под руководством Управления полигонов, подчиняющегося ВВС. Непосредств. командование К. с. возложено на ВМС США. Эксплуатация спец. аппаратуры К. с. обеспечивается персоналом, выделенным полигонами; науч. аппаратуры — специалистами НАСА. Все К. с. приписаны к *Западному испытательному полигону* (ЗИП) и *Восточному испытательному полигону* (ВИП). К ЗИП приписаны: «Генерал Х. С. Ванденберг» (General H. S. Vandenberg), «Рейндж трэкер» (Range Tracker), «Уиллинг» (Willing), «Уотертаун» (Watertown), «Хантсвилл» (Huntsville), «Лонг вью» (Long View), «Саннивейл» (Sannyvale), «Редстоун» (Redstone) и «Меркурий» (Mercury). К ВИП приписаны: «Генерал Г. Х. Арнолд» (General H. H. Arnold), «Твин-Фолс» (Twin Falls), «Ричфилд» (Richfield), «Авангард» (Vanguard), «Кингспорт» (Kingsport), «Костал крусейдер» (Coastal Crusader) и др. Имеется ещё неск. типов судов, обеспечивающих выполнение частных задач по испытанию и отработке РН и КА.

К. с. «Лонг вью», «Саннивейл» переоборудованы в 1960; дл. 138 м, ширина 18,9 м, мощность двигателя 6251,7 кВт, скорость хода 18 узлов, водоизмещение 10 700 т, экипаж 90 человек. Предназначены для поиска и спасения капсул КА, приводняющихся в Тихом ок. Эти К. с. оснащены РЛС обнаружения, радиотелеметрич. аппаратурой, средствами связи с кораблями ВМС, самолётами и береговыми узлами связи.

К. с. «Уиллинг», «Рейндж трэкер», «Ричфилд» переоборудованы в 1958—1962. Характеристики этих судов аналогичны характеристикам «Лонг вью». Предназначены для проведения измерений при запусках РН и КА. Оснащены РЛС, радиотелеметрич. аппаратурой, командной радиолинией, средствами системы единого времени и связи для обмена информацией с береговыми узлами связи. К. с. «Кингспорт» переоборудован в 1962 (характеристики такие же, как у «Лонг вью»). Предназначен для отработки связных ИСЗ, слежения за ними, прогноза параметров орбиты, контроля и управления работой аппаратуры спутника. Оснащён радиокомплексом, аппаратурой телеконтроля и управления, средствами связи (в т. ч. через ИСЗ).

К. с. «Генерал Г. Х. Арнолд» и «Генерал Х. С. Ванденберг» переоборудованы и модернизированы в 1964; дл. 159,4 м, ширина 21,8 м, мощность двигателя 6619 кВт, скорость хода 17 узлов, водоизмещение 16 600 т, экипаж 200 человек (из них 100 человек — технич. персонал спец. средств). Предназначены для отработки головных частей ракет и проведения измерений при запуске КА. Оснащены комбиниров. РЛС для слежения за головными частями ракет при их входе в атмосферу, радиотелеметрич. комплексом, оптич. средствами измерений, средствами связи и единого времени.

К. с. «Хантсвилл», «Уотертаун» переоборудованы в 1961, модернизированы в 1967 и использовались для обеспечения космич. полётов по программе «*Аполлон*» (характеристики такие же, как у «Лонг вью»). Предназначены для проведения измерения параметров орбиты КА, телеизмерений, переговорной связи с космонавтами на участке входа в атмосферу Земли. Оснащены радиотехнич. комплексом траекторных измерений и телеметрии, средствами связи для обмена информацией с Центром управления полётом, электронно-вычислит. средствами обработки информации и др.

Корабли «Авангард», «Редстоун», «Меркурий» переоборудованы в 1966 для обеспечения полётов по программе «Аполлон». Дл. 181,4 м, ширина 22,9 м, мощность двигателя 7355 кВт, скорость хода 16 узлов, водоизмещение 22 300 т, экипаж 152 человека (из них 108 человек — технич. персонал спец. средств). Предназначались для получения орбитальных измерений, телеконтроля и управления лунным отсеком КК «Аполлон» на участке полёта к Луне. Оснащены РЛС для проведения измерений на окололунных расстояниях, радиотелеметрич. комплексом, средствами связи с космонавтами, средствами автоматизиров. обработки информации и связи с Центром управления полётом.

После завершения программы «Аполлон» число используемых К. с. значительно сократилось; часть их находится в резерве и будет вновь применяться при реализации программы «*Спейс шаттл*».

К. с. имеются также во Франции («Анри Пуанкаре»), Японии, КНР и других странах. См. вкл. XXXVI.

В. Н. Медведев.

КОРДИ́Т — *коллоидное твёрдое ракетное топливо* на основе *нитратов целлюлозы* (в осн. высокоазотной), пластифицированных *нитроглицерином* и легколетучим растворителем, удаляемым после смешивания компонентов. Применение высоконитрованной целлюлозы делает К. энергетически более выгодными, чем *баллиститы*.

С. П. Королёв

С. А. Косберг

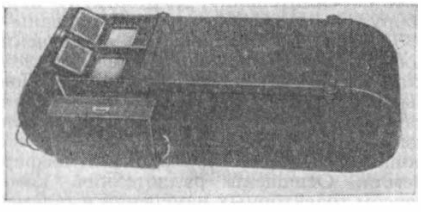
КОРИДО́Р ВХО́ДА. Траектория входа КА в атмосферу характеризуется высотой условного перигея, т. е. высотой перигея траектории приближения, вычисленной в предположении, что атмосферы не существует. Предельно малая высота условного перигея соответствует наиболее крутой траектории с максимально допустимой перегрузкой; эта траектория определяет нижнюю границу К. в. Предельно большая высота условного перигея соответствует наиболее пологой траектории, при к-рой ещё обеспечивается захват КА атмосферой; эта траектория определяет верхнюю границу К. в. Разность между верхней и нижней границами (высотами условного перигея) наз. широтой К. в.

Если в результате ошибки будет нарушена нижняя граница К. в., то КА подвергнется в атмосфере действию слишком больших перегрузок, угрожающих безопасности экипажа (в случае пилотируемого полёта) или условиям работы аппаратуры (даже если подъёмная сила будет направлена вверх). Если же будет нарушена верхняя граница К. в., то КА не сможет погрузиться в достаточно плотные слои атмосферы и погасить скорость за счёт аэродинамич. торможения (даже если подъёмная сила будет направлена вниз). Ширина К. в. и расположение его границ зависят в первую очередь от нач. условий движения, аэродинамич. характеристик КА и принятых ограничений (напр., по перегрузке). С увеличением нач. скорости входа К. в. быстро сужается.

Напр., для траектории возвращения с Луны при скорости входа ~10,8 км/с, *аэродинамическом качестве* 0,5 и ограничении допустимой перегрузки десятикратной К. в. (выраженный в значениях *угла входа*) имеет ~2,5°. При возвращении из межпланетного пространства со скоростью входа ~15 км/с К. в. сокращается до 0,7°. Чем шире К. в., к-рый позволяет реализовать данный КА, тем ниже требования к управлению полётом на участке до входа в атмосферу.

КОРМЛЕ́НИЕ ЖИВО́ТНЫХ на космическом аппарате — осуществляется автоматом кормления или др. способами. Автомат кормления — периодически движущаяся лента с гнёздами, в к-рые вставлены коробки с желеобразной смесью из высококалорийной пищи и воды (рис. 1). Попадание коробки во время движения в место расположения люка перед лапами животного и её открытие с характерным шумом заставляют заранее обученное животное брать корм. Известен способ, при к-ром подача пищи и воды осуществляется из контейнера по пищепроводу непосредственно в желудок путём выдавливания при помощи пневматич. устройств (рис. 2). Кормление мелких лабораторных животных (мыши, крысы) может осуществляться твёрдой пищевой смесью в виде брикетов, установленных в доступных для животных патронах.

Рис. 1. Автомат для кормления собак на втором советском ИСЗ и втором советском корабле-спутнике



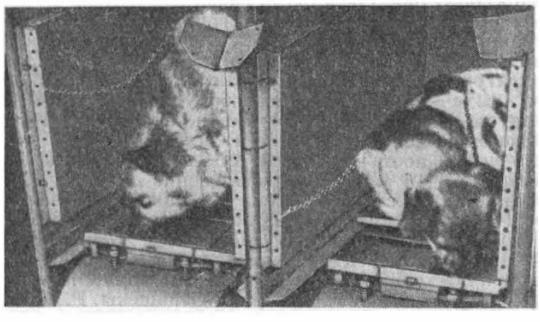
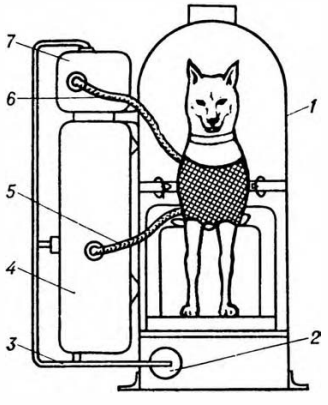


Рис. 2. Кормление собаки на ИСЗ «Космос-110»: *1* — герметичный контейнер животного; *2* — пневмосистема с баллоном сжатого газа; *3* — трубка; *4* — пищевой контейнер; *5* — пищепровод; *6* — шланг; *7* — фармакологический контейнер



КОРОЛЁВ Сергей Павлович (1907—1966) — советский учёный и конструктор в области ракетостроения и космонавтики, гл. конструктор первых ракет-носителей, ИСЗ, пилотируемых космических кораблей, основоположник практической космонавтики, акад. АН СССР (1958, чл.-корр. 1953), чл. Президиума АН СССР (1960—1966), дважды Герой Социалистич. Труда (1956, 1961). Чл. КПСС с 1953. В 1924 окончил Одесскую проф. строит. школу. С 1927 работал в авиац. пром-сти. В 1929 окончил МВТУ и одновременно Моск. школу лётчиков-планеристов и пилотов-парителей. С 1930 — в Центральном КБ з-да им. В. Р. Менжинского, с авг. 1931 — в ЦАГИ; создал ряд конструкций планёров («Коктебель», «Красная звезда» и др.). После знакомства с работами К. Э. Циолковского К. увлёкся идеями создания ЛА ракетного типа. В июле 1932 назначен нач. *Группы изучения реактивного движения*, где под его рук. запущены первые сов. ракеты на гибридном топливе «ГИРД-09» (авг. 1933) и на жидком топливе «ГИРД-Х» (нояб. 1933). Гл. инженер, зам. нач. *Реактивного научно-исследовательского института* (1933), нач. отдела крылатых ракет (1934), нач. группы ракетных аппаратов (1937). В период работы в РНИИ К. разработал ряд проектов ЛА, в т. ч. проекты управляемой крылатой ракеты 212 (летавшей в 1939) и ракетопланёра РП-318-1 (1940). В 1942—46 К. работал в КБ (см. *ГДЛ — ОКБ*) зам. гл. конструктора двигателей, занимаясь проблемой оснащения серийных боевых самолётов жидкостными ракетными ускорителями. С сент. 1945 по янв. 1947 командирован в Германию; в авг. 1946 назначен гл. конструктором баллистич. ракет.

К.— пионер освоения космоса. С его именем связана эпоха первых замечат. достижений в этой области. Талант выдающегося учёного и организатора позволил ему на протяжении многих лет направлять работу мн. НИИ и КБ на решение больших комплексных задач. Науч. и технич. идеи К. нашли широкое применение в ракетной и космич. технике. Под его руководством созданы первый космич. комплекс, мн. баллистич. и геофизич. ракеты, запущены первые в мире межконтинентальная баллистич. ракета, ракета-носитель «Восток» и её модификации, искусств. спутник Земли, осуществлены полёты КК «Восток» и «Восход», на к-рых впервые в истории совершены космич. полёт человека и выход человека в космич. пространство; созданы первые КА серий «Луна», «Венера», «Марс», «Зонд», ИСЗ серий «Электрон», «Молния-1» и некоторые ИСЗ серии «Космос»; разработан проект КК «Союз». Не ограничивая свою деятельность созданием РН и КА, К. как главный конструктор осуществлял общее технич. руководство работами по первым космич. программам и стал инициатором развития ряда прикладных науч. направлений, обеспечивающих дальнейший прогресс в создании РН и КА. К. воспитал многочисл. кадры учёных и инженеров. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР (1958), Ленинская пр. (1957). Награждён 2 орденами Ленина, орденом «Знак Почёта» и медалями. В 1966 АН СССР учредила золотую медаль им. С. П. Королёва «За выдающиеся работы в области ракетно-космической техники.» Учреждены стипендии им. С. П. Королёва для студентов высших уч. заведений. В Житомире, Москве (в начале *Аллеи космонавтов*) и др. городах сооружены памятники учёному, созданы мемориальные дома-музеи в Житомире, Москве и на Байконуре, его имя носят Куйбышевский авиац. ин-т, улицы мн. городов, два н.-и. судна, высокогорный пик на Памире, перевал на Тянь-Шане, астероид, талассоид на Луне. Урна с прахом в Кремлёвской стене.

КОРОЛЁВА МЕДА́ЛЬ — золотая настольная медаль, учреждённая в 1966 Академией наук СССР «За выдающиеся

Медаль имени С. П. Королёва

работы в области ракетно-космической техники». К. м. награждены: М. К. *Янгель*, Н. А. *Пилюгин* и др.

КОРРЕКТИ́РУЮЩИЙ ПИТА́ТЕЛЬНЫЙ РАСТВО́Р — раствор на основе минеральных солей или минерализованных отходов для поддержания постоянства концентрации биогенных элементов в питательной среде при длительном культивировании *автотрофных организмов* в биологической системе жизнеобеспечения КК. К. п. р. должен возмещать потребляемую часть биогенных элементов в звене выращивания автотрофных организмов, состав его определяется потребностью автотрофных организмов, условиями и режимом их культивирования.

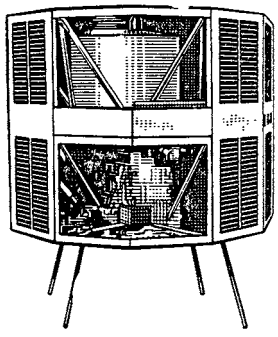
КОРРЕКТИ́РУЮЩИЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — РД, обеспечивающий *коррекцию траектории* КА. Большинство К. р. д. составляют ЖРД, к-рые могут выполнять одновременно функции маршевых, тормозных и др. космич. двигателей и допускают многократное включение. Мн. К. р. д. входят в состав *реактивных систем управления* КА.

КОРРЕ́КЦИЯ ДВИЖЕ́НИЯ (от лат. correctio — исправление, поправка) к о с м и ч е с к о г о а п п а р а т а — исправление орбиты (траектории) при движении КА. Выполняется путём сообщения КА реактивных импульсов надлежащего значения и направления на нек-рых участках орбиты.

КОРРЕ́КЦИЯ ОРБИ́ТЫ и с к у с с т в е н н о г о с п у т н и к а — малый *манёвр* искусственного спутника, выполняемый для поддержания каких-либо параметров орбиты вблизи заданных значений. Часто встречающийся вид К. о.— коррекция периода обращения по орбите ИСЗ. Его применяют, напр., на нек-рых связных ИСЗ для синхронизации обращения ИСЗ с суточным вращением Земли и поддержания неизменного расположения трассы ИСЗ относительно наземных пунктов связи. Коррекция периода орбиты необходима также при создании стационарного ИСЗ.

КОРРЕ́КЦИЯ ТРАЕКТО́РИИ к о с м и ч е с к о г о а п п а р а т а — *манёвр*, исправляющий *траекторию* межпланетного КА в соответствии с результатами *траекторных измерений* и вытекающим из них прогнозом движения. Затраты энергии, а также точность, с к-рой должны выдерживаться значение и направление корректирующего импульса, зависят от места проведения коррекции. На КА, совершающих дальние перелёты (к Луне, Марсу, Венере и др. небесным телам), энергетически наиболее выгодна К. т. на раннем этапе полёта; точность, требуемая при выработке корректирующего импульса, напротив, снижается по мере приближения к цели. При выборе места К. т. находят компромиссное решение между этими двумя противоречивыми зависимостями. Неизбежные погрешности при К. т. и постепенно накапливающиеся отклонения траектории КА от расчётной заставляют повторять К. т. при дальних перелётах многократно (2—3 раза и более). См. *Управление движением*.

«КОС-Б» (англ. COS-B, сокр. от Celestial Observation Satellite — спутник для наблюдений небесной сферы) — наименование западноевропейского (орг-ции ЕСА) ИСЗ для исследования гамма- и рентгеновского излучения небесных тел. Масса ИСЗ 276,9 кг, в т. ч. полезного груза 129,6 кг. Корпус — цилиндр выс. 1,13 м и диам. 1,45 м. Электропитание (180 Вт) от СБ (10 000 элементов) и аккумуляторной никель-кадмиевой батареи ёмкостью 6,3 А·ч. Стабилизация вращением (10 об/мин); для ориентации (погрешность 2°) оси вращения на выбранный источник излучения служат микродвигатели, работающие на сжатом газе. В состав науч. аппаратуры ИСЗ входят искровая камера (осн. прибор), телескоп для регистрации энергии и направления прихода гамма-лучей, калориметр, детектор рентгеновского излучения пульсаров и счётчик антисовпадений. ИСЗ «КОС-Б» выведен 9.8.1975 амер. РН «Торад-Дельта» на орбиту с выс. в перигее 316 км,



ИСЗ «КОС-Б»

выс. в апогее 99 103 км, наклонением 90,14°; период обращения 36,7 ч. Расчётная продолжительность активного существования ИСЗ 1 год.

КО́СБЕРГ Семён Ариевич (1903—65) — советский конструктор, специалист в области авиационных и ракетных двигателей, доктор технич. наук (1959), Герой Социалистич. Труда (1961). Чл. КПСС с 1929. Родился в семье кузнеца. Трудовую деятельность начал с 16 лет. После окончания МАИ (1930) работал в Центр. ин-те авиац. моторостроения им. П. И. Баранова. С 1941 гл. конструктор КБ. В 1941—1946 внёс большой вклад в создание авиац. двигателей, применявшихся на истребителях Ла-5, Ла-7 и др. массовых самолётах воен. времени. Под его руководством созданы опытные образцы реактивных двигателей для самолётов конструкции А. И. Микояна и А. С. Яковлева, первый отечеств. кислородно-керосиновый ЖРД, запускаемый в условиях космич. пространства (совм. с ОКБ С. П. Королёва), серийные ЖРД последних ступеней РН «Восток» (3-я ступень), «Протон» (2-я и 3-я ступени) и др. объектов ракетно-космич. техники. Ленинская пр. (1960). Награждён орденом Ленина, орденами Отечественной войны 1-й степени, Красной Звезды, «Знак Почёта» и медалями. Именем К. назв. кратер на Луне.

КОСМИ́ЧЕСКАЯ БИОЛО́ГИЯ — комплексная научная дисциплина, охватывающая совокупность общебиологических, биофизических, биохимических, физико-химических, математических, астрофизических, геофизических, инженерно-конструкторских и др. исследований, направленных на изучение и решение таких проблем, как происхождение, наличие, распространение, особенности эволюции живой материи (возможно, инопланетного происхождения) во Вселенной (см. *Экзобиология*); особенности жизнедеятельности и поведения земных организмов в условиях космического пространства, на других небесных телах или при полётах на КА; построение искусственной среды обитания на КК и орбитальных станциях на основе использования различных биологических объектов.

В К. б. при наличии мн. задач и проблем доминирует экологич. направление (см. *Экология*), поэтому наибольшее внимание исследователей сосредоточено на всестороннем изучении космич. пространства и других небесных тел как своеобразной среды обитания и влияния космич. факторов на разл. живые организмы. К. б. тесно связана с *космической медициной*, её подразделом является *радиобиология космическая*. На формирование К. б. как самостоятельной науки оказали влияние достижения в области естествознания; в частности, появление новых идей в астрономии и биологии привело к возникновению астробиологии.

Исследования в К. б. базируются на классич. трудах рус. и сов. учёных К. А. Тимирязева, В. И. Вернадского, В. В. Докучаева, И. П. Павлова, И. М. Сеченова и др., разрабатывавших разл. аспекты взаимодействия организмов с внеш. средой и пути приспособления организмов к изменяющимся условиям среды. Велико также значение теоретич. и экспериментальных данных по сравнительной физиологии (Л. А. Орбели, Х. С. Коштоянц, Е. М. Крепс и др.), климатофизиологии (К. М. Быков, А. Д. Слоним и др.) и особенно авиационной физиологии и гигиене (В. В. Стрельцов, М. П. Бресткин, В. Г. Миролюбов, А. П. Аполлонов, А. В. Лебединский, В. А. Спасский и мн. др.). Важной исторической вехой в развитии К. б. была проведённая по инициативе Академии наук СССР в 1934 первая Всесоюзная конференция по изучению стратосферы.

Становление К. б. тесно связано с развитием космич. техники и с освоением человеком космич. пространства. Космич. пространство резко отличается от среды, в к-рой обитают живые организмы в пределах биосферы Земли: низкая плотность вещества, отсутствие молекулярного кислорода, высокая интенсивность биологически активного излучения, резкие колебания темп-ры и метеорные потоки полностью исключают возможность жизнедеятельности высокоорганизованных представителей живого мира в незащищённом состоянии. Весьма специфичны условия обитания в кабине КК в результате воздействия вибраций, шума, ускорений, невесомости, изоляции и др. факторов космич. полёта.

Поэтому изучение реактивности биол. объектов на действие экстремальных условий среды и пределов устойчивости и переносимости этих условий позволяет решать задачи создания и совершенствования биотехнич. систем жизнеобеспечения, разрабатывать средства и методы повышения устойчивости организмов в космич. полётах, что крайне важно для обеспечения длит. полётов человека и его вероятных земных спутников (животные, растения и др.).

Учитывая невозможность воссоздания осн. факторов космич. полёта в земных условиях и особенно их комплекса, крайне необходимы были исследования на биол. объектах в реальных условиях ракетного полёта. Для решения многочисленных новых и сложных задач по обоснованию возможности космич. полёта человека и разработке мероприятий по его обеспечению и безопасности большое значение имела успешная реализация в СССР широкой программы лётных биологических экспериментов на ракетах. В разработке, организации и осуществлении этой программы приняли участие советские учёные В. И. Яздовский, А. В. Покровский, О. Г. Газенко, А. Д. Серяпин, А. М. Генин, А. А. Гюрд-

жиан, Е. М. Юганов, И. М. Балаховский, И. И. Касьян и др.

Первым этапом биол. исследований на ракетах, проведённых в СССР в кон. 40-х и нач. 50-х гг. в условиях близких к космич. полёту, явились многократные полёты собак и др. животных на ракетах на высоту до 450 км. Впервые были разработаны устройства для создания необходимых условий для жизни животных при ракетных полётах в герметич. кабинах (или в спец. *скафандрах*), а также дистанционные методы регистрации поведенческих и физиол. реакций животных на условия полёта. В процессе полётов были отработаны средства и методы обеспечения безопасности полёта, катапультирования, парашютирования с больших высот. Полученные экспериментальные данные позволили положительно решить вопрос о переносимости высокоорганизованными животными продолжительного действия ускорений и невесомости.

Важным этапом биол. исследований явился длительный космич. полёт собаки Лайки на втором сов. ИСЗ (1957). Качественно новый этап биол. исследований начался с созданием возвращаемых на Землю КК-спутников, обеспечивших более широкую программу исследований. Биол. эксперименты при полётах КК проводились на собаках, крысах, мышах, морских свинках, лягушках, мухах-дрозофилах, высших растениях (традесканция, семена пшеницы, гороха, лука, кукурузы, нигеллы, проростки растений на разных стадиях развития), на икре улитки, одноклеточных водорослях (хлорелла), культуре тканей человека и животных, бактериальных культурах, вирусах, фугах, нек-рых ферментах и др. Важными для дальнейшего исследования в области экофизиологии явились эксперименты на сов. *биологическом искусственном спутнике Земли* «Космос-110» с двумя собаками на борту (1966) и на амер. биоспутнике «Биос-3» с обезьяной на борту (1969).

Существенный вклад в развитие К. б. внесли эксперименты, проведённые на трассе Земля — Луна — Земля при отсутствии экранирующего влияния магнитных полей и атмосферы Земли, по исследованию влияния на биол. объекты ионизирующего излучения *радиационного пояса Земли*, тяжёлого компонента первичного космич. излучения и протонов солнечных вспышек. Биол. исследования осуществлялись при полётах сов. КА серии «Зонд» (1968—70) на черепахах, дрозофилах, репчатом луке, семенах растений, хлорелле, кишечной палочке и др.

Серия экспериментов с разл. биообъектами (семена, высшие растения, икра лягушек, микроорганизмы и др.) была проведена на сов. ИСЗ «Космос-368» (1970), КК «Союз» и орбит. станции «Салют» (1971); эксперимент учёных ФРГ с мед. пиявками был выполнен на высотных ракетах США и Франции (1970), совместный итало-амер. эксперимент с лягушками — на спутнике «ОФО» (1970), микробиол. эксперимент на поверхности Луны проведён экипажем КК «Аполлон-16» (1972). Программа дальнейших биол. экспериментов была продолжена на станциях «Салют», «Скайлэб», а также биоспутниках «Космос-605, -690, -782, -1129».

Исследования по К. б., особенно в СССР, позволили научно обосновать возможность космич. полётов человека, разработать комплекс защитных мероприятий и мер безопасности подобных полётов, что было успешно осуществлено в последующих космич. полётах человека на сов. и амер. КК и орбит. станциях. Было установлено, что невесомость несколько снижает переносимость организмом физич. напряжений и затрудняет реадаптацию к нормальной гравитации, но не обладает мутагенной активностью по крайней мере в отношении генных и хромосомных мутаций. Исследования в области К. б. и впредь будут крайне необходимы при биол. разведке новых космич. трасс, разработке биотелеметрии, «сжатии» биол. информации и особенно при выборе биол. объектов (автотрофных и гетеротрофных) для *замкнутых биотехнических систем*.

Междунар. сотрудничество в исследовании космич. пространства распространяется и на К. б. СССР проводит совм. исследования по К. б. с социалистич. странами по программе «*Интеркосмос*». В 1972 подписано соглашение между правительствами США и СССР о сотрудничестве в исследовании и использовании космич. пространства в мирных целях, к-рое предусматривает и сотрудничество в области К. б. В 1975 издан трёхтомный совместный советско-амер. труд «Основы космической биологии и медицины».

Первая публикация о сов. биол. экспериментах в космосе относится к 1956. Материалы по биол. и мед. исследованиям в космосе издаются в СССР в сборниках трудов Ин-та медико-биол. проблем Мин-ва здравоохранения СССР, в сборниках и журналах АН СССР, в периодич. изданиях и журналах «Проблемы космической биологии», «Космическая биология и медицина» и др., за рубежом — в ряде спец. периодич. изданий. *В. И. Яздовский.*

КОСМИ́ЧЕСКАЯ МЕДИЦИ́НА — научная дисциплина, охватывающая совокупность взаимосвязанных медико-биологических, биофизических, физико-химических, радио-телеметрических, биолого-технических, инженерно-конструкторских и др. смежных научных исследований, направленных на обеспечение безопасности и создание оптимальных условий жизнедеятельности человека на всех стадиях космического полёта. В задачу К. м. входят: исследования влияния на организм человека факторов космич. полёта, устранение их неблагоприятных воздействий, разработка соответствующих профилактич. мер и средств; разработка физиолого-гигиенич. требований к *системам жизнеобеспечения* и к средствам спасения членов экипажа при возникновении аварийных ситуаций; профилактика и лечение заболеваний в космич. полёте; мед. обоснование требований к системам управления КК и его оборудованию; разработка клинических и психофизиологических методов *отбора и подготовки космонавтов* и т. д.

Как самостоятельная научная дисциплина К. м. выделилась из авиац. медицины. К первым исследованиям в области, граничащей с К. м., могут быть отнесены работы по мед. обеспечению беспосадочных межконтинентальных полётов, а также полётов сов. стратонавтов в герметич. гондоле стратостатов «СССР-1» (1933, выс. 19 км) и «Осоавиахим-1» (1934, выс. 22 км). Система жизнеобеспечения в этих полётах была сконструирована на основе физиолого-гигиенич. принципов, разработанных сов. учёными. Были изучены и раскрыты механизмы регуляции функций в условиях воздействия на организм нек-рых чрезвычайных по силе факторов полёта: *гипоксии*, *ускорений*, повыш. и пониж. барометрич. давления, *декомпрессии взрывной* и т. д. Эти исследования способствовали созданию средств мед. обеспечения полётов — герметич. кабины, *кислородно-дыхательной аппаратуры*, высотно-спасат. *скафандра* и пр. Результаты систематически проводившихся с 1926 комплексных высокогорных экспедиций дали представление о влиянии на организм высотных факторов разл. продолжительности, о физиол. и биохим. механизмах *адаптации* к ним, об эффективности и длительности приобретённой адаптации к высоте применительно к высотным полётам на самолётах. В авиац. медицину было введено понятие о пределе и срыве адаптации к гипоксии и разработаны принципы высокогорной тренировки в целях повышения устойчивости организма к факторам полёта. В 20—40-х гг. были также разработаны принципы врачебной экспертизы лётного состава. Эти данные приобрели важное теоретич. и практич. значение на совр. этапе развития К. м.

В разработке науч. основ К. м. большую роль сыграли исследования в области авиац. медицины, особенно по прикладной физиологии и гигиене, сов. учёных Л. А. Орбели, В. В. Стрельцова, Н. М. Добротворского, В. Г. Миролюбова, А. П. Аполлонова, А. А. Перескокова, М. П. Бресткина, Н. И. Егорова, Л. Л. Шика, И. Р. Петрова, Н. Н. Сиротинина, Д. И. Иванова, В. А. Спасского, А. В. Лебединского, А. Г. Кузнецова, П. К. Исакова, И. К. Собенникова, Я. Ф. Самтера, Н. М. Рудного, В. Г. Скрынина и др.

Новые задачи, требовавшие быстрого решения, встали перед К. м. в связи с бурным развитием ракетной техники. Важным событием явились начатые в СССР в кон. 40-х—нач. 50-х гг. широкие исследования по узловым вопросам К. м., направленные на обоснование возможности полёта человека в космосе на КА, и разработка медико-технических мероприятий по его обеспечению и безопасности.

На организм человека (или животного) в космич. полёте могут оказывать влияние три осн. группы факторов: характеризующие космич. пространство как среду обитания — глубокий вакуум, ионизирующее излучение, резкие колебания темп-р, метеорные потоки и т. д.; связанные с динамикой полёта — ускорения, вибрации, шум, *невесомость*; обусловленные длительным пребыванием в искусств. среде герметич. кабин малого объёма — изоляция, адинамия, эмоциональное напряжение, особенности суточной периодики, режим труда и отдыха и др.

Невесомость, длит. ускорения, переходы от длит. ускорений к невесомости и наоборот, космич. лучи, значит. нервно-психич. напряжение на фоне др. факторов полёта и окружающей среды потребовали широких исследований и разработки мероприятий, снижающих неблагоприятное воздействие их на человека и повышающих устойчивость к ним. Поскольку перечисл. факторы имитировать в условиях земных экспериментов не представлялось возможным, потребовалось проведение исследований в условиях реального ракетного полёта при воздействии всего комплекса факторов. Такие эксперименты начали проводиться сов. учёными на животных с кон. 40-х гг. Первые исследования были выполнены на собаках при их полёте до выс. 100 км в герметич. кабине головной части ракеты. На втором этапе полёты животных проводились в спец. скафандрах и негерметич. кабинах одноступенчатых ракет; живот-

ные покидали кабину катапультированием и спускались на индивидуальном парашюте. На третьем этапе изучался полёт собак до значит. высот (до 450 км).

Принципиально новые и технически более сложные науч. эксперименты были проведены при полёте животных и др. биол. объектов на втором сов. ИСЗ, втором, третьем и четвёртом КК-спутниках. Медико-биол. эксперименты в СССР позволили учёным научно обосновать возможность космич. полёта человека, а также разработать мероприятия по обеспечению жизнедеятельности человека в кабине КК. Выдающимся достижением К. м. явилось успешное осуществление первого в мировой истории орбит. полёта человека — гражданина СССР Ю. А. Гагарина на КК «Восток» 12.4.1961.

Разработкой наиболее важных вопросов К. м. в СССР занимались В. И. Яздовский, А. В. Покровский, О. Г. Газенко, А. Д. Серяпин, А. М. Генин, Е. М. Юганов, А. А. Гюрджиан и др. Неоценимую помощь в становлении К. м. и в проведении исследований с помощью РН оказали С. П. *Королёв*, М. В. *Келдыш*, Н. М. *Сисакян*, А. Н. Бакулев, Н. Н. Блохин, В. Н. Черниговский, В. В. *Парин*, В. А. Энгельгардт, Н. М. Рудный и др.

Большой вклад в разработку проблем К. м. внесли зарубежные учёные: в США — Х. Армстронг, Ч. Берри, Ф. Генри, З. Гератеволь, А. Грейбил, Ю. Конесси, П. Кэмпбелл, Р. Лавлейс, Л. Лэмб, К. Шефер; во Франции — Р. Гранпьер; в Италии — Р. Маргария; в ФРГ — Ю. Ашофф и О. Гауэр.

По мере развития космич. техники на К. м. возлагаются задачи по дальнейшему совершенствованию методов отбора, подготовки и тренировки космонавтов. По-прежнему серьёзной проблемой является изучение длит. действия невесомости и реадаптации организма при переходе к перегрузкам и нормальной гравитации во время и после возвращения экипажа на Землю. Требуют дальнейшего изучения обмен веществ, состояние сердечно-сосудистой системы, обмен электролитов, вопросы радиационной защиты и др.

В СССР проводятся Всесоюзные конференции по космич. биологии и авиакосмич. медицине. Вопросы К. м. рассматриваются на ежегодных чтениях, посвящённых разработке науч. наследия и развитию идей К. Э. Циолковского. Сов. учёные — врачи и биологи — активно участвуют в работе международных организаций: Коспар, МАФ и др.

О. Г. Газенко, В. И. Яздовский.

КОСМИ́ЧЕСКАЯ ОБСТАНО́ВКА — совокупность всех КО, факторов и условий космического пространства, к-рые могут оказать влияние на подготовку, ход и исход функционирования КА (орбитальных станций, КК и др.). Управление полётом КА различного типа и назначения, текущее планирование работы всех служб и средств *наземного автоматизированного комплекса управления* ведутся на основе учёта непрерывно изменяющейся К. о. Её определяют: число и типы активных, т. е. действующих в данный период КА; прохождение КА через *зоны видимости* наземных средств управления; используемые на КА коды и частоты для связи и управления; необходимость корректировки долгосрочных программ по условиям хода полёта; состояние бортовых систем, их ресурс и способность к работе без дополнит. условий либо с определёнными ограничениями; условия обработки и передачи получаемой с борта КА информации (срочность, периодичность, способы и каналы передачи); наличие особых задач и время их выполнения (напр., стыковка, выход в открытый космос, уникальный эксперимент, посадка и др.); возможности наземного автоматизированного комплекса управления (загруженность, исправность).

КОСМИ́ЧЕСКАЯ ПРОГРА́ММА АВСТРА́ЛИИ. Работы Австралии в области исследования и использования космоса носят эпизодический характер. На терр. Австралии расположен космодром *Вумера*, к-рый использовался для отработки западноевроп. РН «*Европа*-1», запуска модифицированной амер. РН «Редстоун» с австрал. ИСЗ «*ВРЕСАТ*» (1967) и англ. РН «*Блэк эрроу*» с англ. ИСЗ «*Просперо*» (1971). На космодроме регулярно проводились запуски высотных ракет. Помимо ИСЗ «ВРЕСАТ» в Австралии создан ИСЗ «*ОСКАР*-5» для использования радиолюбителями. Он запущен в 1970 в США РН «Торад-Дельта». На терр. Австралии расположены неск. амер. станций слежения, в частности станция в Тидбинбилле (близ Канберры), обеспечивающая полёт КА для исследования дальнего космоса, и станция в Алис-Спрингсе для приёма информации от амер. ИСЗ «ДСП», предназначенных для раннего предупреждения о запусках стратегич. баллистич. ракет. В 1984 Австралия планирует создать национальную систему связи на основе ИСЗ, закупленных за рубежом.

КОСМИ́ЧЕСКАЯ ПРОГРА́ММА ВЕЛИКОБРИТА́НИИ. Великобритания — шестая страна (после СССР, США, Франции, Японии и КНР), к-рая вывела на орбиту ИСЗ с помощью РН собственного производства (ИСЗ «*Просперо*» с помощью РН «*Блэк эрроу*», 28.10.1971). Работами по исследованию и использованию космоса руководят Мин-во просвещения и науч. исследований и подчинённый ему Совет по науч. исследованиям; важную роль играют англ. фирмы «БАК» (British Aerospace Corporation) и «Маркони» (Marconi). Затраты Великобритании на космос в 1983 — 144 млн. долларов. Великобритания вела работы по нац. программе, а также по совм. программам с США и продолжает работы по программам *Европейского космического агентства*. Работы по нац. программе предусматривали создание нескольких моделей высотных ракет (зондирующие ракеты «Скайларк», «Блэк найт», «Блю стрик», «Ягуар», «Скуа» и др.), ИСЗ «Просперо» и «*Миранда*» для испытаний в космич. условиях нек-рых бортовых систем, а также РН «Блэк эрроу». После запуска этих ИСЗ работы по нац. программе практически свёрнуты, дальнейшее использование РН «Блэк эрроу» не планируется. В сотрудничестве с США запускались ИСЗ «*Ариэль*» (последний в 1979) и «Скайнет». На нек-рых амер. ИСЗ устанавливались приборы англ. учёных. В рамках ЕСА Великобритания участвует в создании ИСЗ науч. и хозяйственно-прикладного назначения, а также обитаемого блока «*Спейслэб*», играет ведущую роль в разработке западноевроп. ИСЗ «*Марекс*» для обеспечения связи береговых баз с судами торгового флота. На терр. Великобритании сооружено большое число эксплуатац. и экспериментальных станций спутниковой связи. В слежении за полётами амер. и сов. КА используется англ. радиотелескоп в Джодрелл-Бэнке. Он применялся, в частности, в совм. американо-англо-советском эксперименте с амер. спутником — пассивным ретранслятором «*Эхо*-2». Для запуска высотных ракет Великобритания арендовала австрал. космодром *Вумера*. В 1960-х гг. Великобритания участвовала в создании западноевроп. РН «*Европа*», предоставляя в качестве 1-й ступени свою баллистич. ракету «Блю стрик».

КОСМИ́ЧЕСКАЯ ПРОГРА́ММА ВНР. Орг-ции, участвующие в исследовании космич. пространства: н.-и. ин-ты и обсерватории Венгерской АН (Центральный ин-т физ. исследований, Астрономич. ин-т и обсерватория, Гелиофиз. обсерватория, Иссл. ин-т географич. наук, Ин-т исследования ядерной энергии), Гос. метеорологич. служба и её ин-ты, Иссл. ин-т дальней связи, Гос. радиобиологич. и радиомед. иссл. ин-т им. Ф. Жолио-Кюри, ин-ты Венгерской геодезич. службы и Космич. обсерватория, ун-ты и др. науч. учреждения. Деятельностью этих орг-ций руководит Совет «Интеркосмос» при Венгерской АН.

В области физики космоса ведутся исследования верхней атмосферы и магнитосферы, космич. излучения, межпланетной плазмы. Регулярно проводятся радио- и оптич. наблюдения за ИСЗ (с 1965), приём и обработка телеинформации с ИСЗ. В области космич. метеорологии выполняются измерения параметров поверхности Земли и атмосферы, используются спутниковые данные в прогнозах погоды, исследуются радиац. условия в атмосфере и т. д. В области космич. связи изучаются распространение радиосигналов высокочастотных диапазонов (св. 10 ГГц), модуляционные методы, электромагнитная совместимость; используется спутниковая система дальней связи «Интерспутник» (с 1977). Медико-биол. исследования ведутся в следующих осн. направлениях: изучение действия невесомости, взаимодействия организма и газовой среды, функций и расстройств вестибулярного аппарата, психологич. нагрузок человека во время космич. полётов, влияния радиации на организм человека и биокомплекс. Используются методы дистанционного зондирования Земли. Изучение ресурсов Земли охватывает экологич. исследования, геологию и геоморфологию, тематич. картографию, определение качества и состояния почвы, воды, растений. В перспективе — технологич. исследования в космосе (металлотехнология, фармацевтич. технология и др.).

Получили развитие космич. приборостроение и электроника. Аппаратура, изготовл. в ВНР, устанавливалась на ИСЗ «Интеркосмос-6, -12, -14, -15, -17, -18, -19, -20, -21», «Прогноз-7», «Космос-936, -1129», геофиз. ракетах «Вертикаль-1, -2, -6, -7, -10». Науч. и производств. орг-ции ВНР участвовали в создании приборов для проведения научно-технических экспериментов и исследований на орбит. станции «Салют-6»; осуществлён пилотируемый полёт по программе «Интеркосмос» (космонавт Б. *Фаркаш*, 1980).

ВНР сотрудничает в области исследования космоса как с социалистич. странами, так и с Францией.

КОСМИ́ЧЕСКАЯ ПРОГРА́ММА ГДР. Орг-ции, занимающиеся проблемами исследования космич. пространства: н.-и. ин-ты АН ГДР (Центральный ин-т физики Земли, Ин-т электроники, Центральный ин-т солнечно-земной физики), Аэрологич. обсерватория, Гл. метеорологич. обсерватория, Центральное бюро службы погоды (метеорологич. службы ГДР), Геофиз. обсерватория ун-та им. К. Маркса, Об-во по исследованию космоса и космич. полёта ГДР. Деятельностью

Памятная медаль, посвящённая международному полёту по программе «Интеркосмос» (ГДР)

этих орг-ций руководит Координационный комитет по исследованию и использованию космич. пространства «Интеркосмос» при АН ГДР.

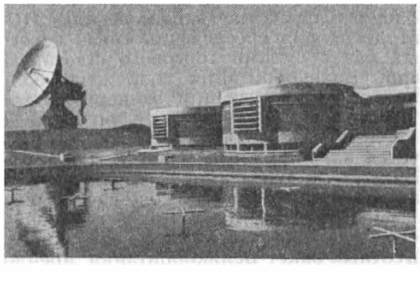
ГДР участвует в исследованиях физ. процессов в верхней атмосфере для моделирования существующих в ней динамич. и энергетич. взаимосвязей и изучения структуры магнитосферы и ионосферы. Развиваются методы наблюдений ИСЗ (напр., фотографич. спутниковые наблюдения и лазерные измерения расстояний) и их технич. обеспечение (напр., создана автоматич. камера) для целей спутниковой геодезии и др. Учёные ГДР принимали участие в исследовании лунного грунта, доставленного на Землю сов. КА. В области космич. метеорологии созданы разл. зонды и фотометры, использующиеся на метеорологич. ракетах и предназнач. для измерения концентрации ионов и компонентов важнейших газов (кислорода, озона) в нижней атмосфере. На трёх сов. ИСЗ типа «Метеор» использовался сложный спектрометрич. комплекс приборов с ИК Фурье-спектрометром для получения глобального профиля атмосферных параметров (темп-ры, концентрации водяного пара). Была создана установка по приёму изображений погоды ВЕС-2. Подобные н.-и. работы имеют большое значение для уточнения прогнозов погоды. В области космич. связи проделана предварит. работа по созданию системы спутниковой связи «Интерспутник» (с 1971 функционирует земная станция). Разработан демодулятор, улучшающий приём цветного ТВ с помощью спутников связи. Проводятся работы по освоению новых частотных диапазонов радиоволн (св. 10 ГГц). В области космич. биологии и медицины учёные ГДР участвуют в изучении влияния условий космич. полёта на живые организмы. На первом плане стоит исследование воздействия невесомости на человека и животных, на растения, а также защита людей от воздействия космич. излучения. Примером является эксперимент «Аудио», проведённый во время совм. с СССР пилотируемого космич. полёта. Цель его — изучение возможных временных изменений слуха космонавтов в условиях невесомости во время космич. полёта с помощью аудиометра. Опыт, получ. в результате эксперимента, непосредственно используется «земной» медициной. Важное место в программе космич. исследований занимает разработка дистанционного зондирования Земли с помощью аэрокосмич. средств. Примером является создание многозональной фотокамеры МКФ-6, её модификации — МКФ-6М и многозонального проектора МСП-4, разработанных совместно учёными ГДР и СССР и изготовл. на нар. предприятии «Карл Цейс Йена». Наряду с поиском новых решений в области спектрометрии развиваются новые методы по обработке многозональных фотографий, получ. с помощью МКФ-6. Эти результаты имеют большое значение для сельского, лесного и водного хозяйств, картографии и охраны окружающей среды.

Специалисты ГДР участвуют в разработке и изготовлении отд. приборов и комплексов аппаратуры для КА и наземной техники по всем вышеперечисл. разделам космич. исследований. Аппаратура ГДР устанавливалась на ИСЗ «Интеркосмос-1,-2, -4, -7, -8, -10, -11, -12, -15, -16, -18, -20, -21», «Метеор», «Космос-900», КК «Союз-22, -29, -31», орбит. станции «Салют-6», геофиз. ракетах «Вертикаль-1» — «Вертикаль-4», метеорологич. ракетах типа МР-12, М-100. Кроме того, предприятия ГДР участвовали в создании аппаратуры для наземных станций, которые использовались в экспериментах с ИСЗ «Космос-261, -321, -348, -381, -1129» и др. Всего до 1.1.1984 было разработано и создано св. 150 приборов. Науч. и производств. орг-ции ГДР участвовали в создании приборов для проведения научно-технич. экспериментов на орбит. станции «Салют-6»; осуществлён пилотируемый полёт по программе «Интеркосмос» (космонавт З. *Йен*, 1978).

КОСМИ́ЧЕСКАЯ ПРОГРА́ММА ЗАПАДНОЕВРОПЕ́ЙСКИХ СТРАН — см. *Европейское космическое агентство*.

КОСМИ́ЧЕСКАЯ ПРОГРА́ММА ИНДИИ. Индия — седьмая страна (после СССР, США, Франции, Японии, КНР и Великобритании), к-рая вывела на орбиту ИСЗ с помощью РН собственного производства (ИСЗ «*Рохини*» с помощью РН «*СЛВ-3*», 18.7.1980). Работами Индии по исследованию и использованию космоса руководят Департамент по космосу и подчинённая ему *Индийская организация космических исследований*. Затраты Индии на космос в 1983 — 67 млн. долларов. Основные космические центры Индии находятся в Бенгалуру, Тхумбе (космический центр им. В. Сарабхаи), Ахмадабаде и на о. Шрихарикота (космодром *Шрихарикота*). В 1971 правительство Индии приняло 10-летнюю программу работ по исследованию и использованию космоса, осн. направления к-рой — создание нац. спутниковой системы по изучению природных ресурсов из космоса; создание нац. региональной системы спутниковой связи; создание системы по сбору информации для метеослужб (см. «*Инсат-1*»); создание космических средств для осуществления программы прикладных космических исследований и научных экспериментов. С помощью ИСЗ связи предполагают организовать пропаганду агротехнических знаний, развернуть кампанию по ликвидации неграмотности, повысить общеобразовательный и культурный уровень населения. Метеорологические ИСЗ должны помочь прогнозировать наводнения, ливневые дожди и ураганы, наносящие стране огромный ущерб. Первый инд. ИСЗ «*Ариабхата*» выведен на орбиту в 1975 сов. РН. В 1979 сов. РН запущен ИСЗ «*Бхаскара*» для метеорологических наблюдений и исследования природных ресурсов. Запуск второго ИСЗ «Бхаскара» сов. РН состоялся в 1981. В 1981 запущен западноевроп. РН «*Ариан*» экспериментальный связной ИСЗ «*АППЛЕ*» инд. производства, в 1982 выведен на стационарную орбиту первый инд. эксплуатац. ИСЗ связи «Инсат-1А», изготовл. в США. В Индии ведутся н.-и. работы, связанные с определением оптим. характеристик и рабочей частоты наземных средств спутниковой системы связи для обслуживания терр. Индии, а также с изысканием методов преодоления языковых трудностей.

Земная станция в Ахмадабаде (Индия)

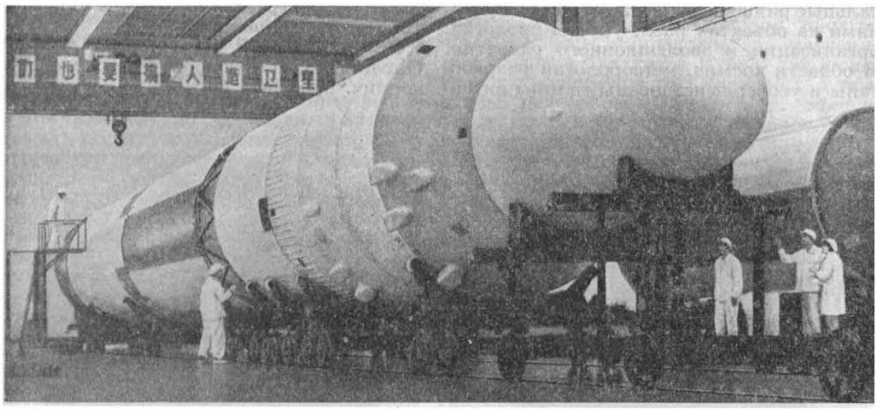


США предоставили Индии на год (1.8.1975—1.8.1976) свой ИСЗ «*АТС-6*» для проведения экспериментов по непосредств. ТВ вещанию на сельские населённые пункты Индии. С июня 1977 по осень 1979 подобные эксперименты были продолжены с использованием франко-западногерманского ИСЗ «*Симфония-1*». Эти эксперименты позволили получить опыт, необходимый для эксплуатации инд. региональной системы спутниковой связи. На терр. Индии созданы эксплуатац. и экспериментальные станции спутниковой связи, в т. ч. 2400 малогабаритных станций для проведения экспериментов по непосредств. ТВ вещанию на коллективные бытовые приёмники. Ведутся работы по расширению существующей системы наземных станций слежения. В 1971 была сдана в эксплуатацию станция в Арви, использующая антенну с параболич. отражателем диам. 30 м. Введена в строй станция близ Мадраса.

Важное место в К. п. И. занимает полёт в 1984 инд. космонавта Р. Шармы на КК «Союз Т-11» и орбит. станции «Салют-7» совместно с сов. космонавтами.

КОСМИ́ЧЕСКАЯ ПРОГРА́ММА ИСПА́НИИ. Работами по исследованию и использованию космоса руководят Нац. комиссия по космич. исследованиям и Нац. ин-т аэрокосмич. техники. Ежегодные затраты Испании на космос в 1975—1978 составляли примерно 10 млн. долларов. В 1974 амер. РН запущен малый исп. ИСЗ «*Интасат*» для исследования ионосферы. В рамках *Европейского космического агентства* Испания участвует (в небольших масштабах) в создании РН «*Ариан*», нек-рых ИСЗ науч. и хозяйственно-прикладного назначения, а также обитаемого блока «*Спейслэб*». На терр. Испании и на принадлежащих ей Канарских о-вах сооружены эксплуатац. и экспериментальные станции спутниковых систем связи, а также станция слежения за КА. Самой крупной из них является находящаяся близ Мадрида американская станция слежения за КА, оснащённая антенной с отражателем диаметром 64 м.

КОСМИ́ЧЕСКАЯ ПРОГРА́ММА ИТА́ЛИИ. Работами по исследованию и использованию космоса руководят Комиссия по исследованию проблем космоса и Центр аэрокосмич. исследований. Затраты Италии на космос в 1983— 82 млн. долларов. С 1964 производятся запуски американскими РН итал. ИСЗ «*Сан-Марко*» для исследования атмосферы в экваториальной зоне. В 1968 создан итал. ИСЗ «СТВ», предназнач. для контроля бортовых систем РН и приобретения опыта траекторных измерений западноевроп. станциями слежения. Он запущен 29.11.



Китайская РН

1968 западноевроп. РН «*Европа*-1», но на орбиту не вышел. В 1977 амер. РН «Торад-Дельта» запущен итал. экспериментальный связной спутник «*Сирио-1*». В рамках *Европейского космического агентства* Италия участвует в создании РН «*Ариан*», нек-рых ИСЗ науч. и хозяйственно-прикладного назначения, а также обитаемого блока «*Спейслэб*». ЕСА реализует итал. проект ИСЗ «Сирио-2» для синхронизации стандартов частоты и ретрансляции метеорологич. информации. Запуск ИСЗ осуществлён в 1982. Италия имеет уникальный мор. стартовый комплекс, переоборудованный из платформы для бурения мор. дна (см. *Сан-Марко*). Он установлен у берегов Кении и использовался (последний раз в 1975) для запусков амер. РН «*Скаут*» с ИСЗ «Сан-Марко», а также с малыми амер. ИСЗ. Вблизи этого комплекса расположена другая мор. платформа «Санта-Рита», используемая в качестве поста управления запусками и станции слежения. В Италии разрабатываются бортовые РДТТ для ИСЗ, а также РДТТ сравнительно большой тяги, на основе к-рых, возможно, будет создана собств. РН. На терр. Италии сооружено несколько эксплуатац. и экспериментальных станций спутниковой системы связи.

КОСМИ́ЧЕСКАЯ ПРОГРА́ММА КАНА́ДЫ. Работами по исследованию и использованию космоса руководят Мин-во обороны, Мин-во связи, Нац. совет по науч. исследованиям и корпорация «Телесат». Затраты Канады на космос в 1983 — 136 млн. долларов. В Канаде созданы ИСЗ «*Алуэт*» и «*ИЗИС*» для исследования ионосферы, а также (при участии США) ИСЗ «*КТС*» для экспериментов по непосредственному ТВ вещанию. Все эти ИСЗ запущены амер. РН. Канада заказала амер. фирме «Хьюз эркрафт» (Hughes Aircraft) ИСЗ «*Аник*-А» и на их основе создала в 1972 первую в капиталистич. странах региональную спутниковую систему связи. Созданы и разрабатываются более совершенные модели ИСЗ «Аник» для этой системы; причём последняя модель («Аник-D») заказана не американской, как предыдущие, а канадской фирме. В сотрудничестве с США ведутся работы по использованию ИСЗ для нужд поисково-спасательной службы. В сотрудничестве с США и *Европейским космическим агентством* проводились работы по экспериментальной спутниковой системе «*Аэросат*» для обслуживания самолётов в Атлантич. зоне. Эти работы прекращены. На терр. Канады сооружено большое число эксплуатац. и экспериментальных станций спутниковой связи, нек-рые из них малогабаритные, а также станции для приёма информации от амер. ИСЗ «*Лэндсат*» и «*Сисат-А*».

КОСМИ́ЧЕСКАЯ ПРОГРА́ММА КНР. Осн. источником сведений (к-рые носят отрывочный и предположит. характер) о космич. программе КНР служат отчёты зарубежных делегаций, посетивших КНР, и немногочисл. заявления официальных лиц КНР. Руководство К. п., по-видимому, осуществляет Ин-т космич. техники. К. п. имеет в основном воен. и хозяйственно-прикладное направления. КНР — пятая страна (после СССР, США, Франции и Японии), к-рая вывела на орбиту ИСЗ с помощью РН собств. производства. До 1.1.1984 на орбиты выведено 13 ИСЗ (см. *Китайские искусственные спутники Земли*); нек-рые из них со спускаемыми аппаратами, возвращёнными на Землю. Считают, что это фоторазведчики. Возможно, среди кит. ИСЗ есть метеорологические. Для запуска этих ИСЗ (макс. масса 2,7—3,5 т) использовались РН собств. произ-ва (на базе стратегич. баллистич. ракет). Пуски производились с космодрома *Чанчэнцзе* в провинции Ганьсу. КНР использует ИСЗ «*Интелсат*» глобальной системы связи и информацию от амер. ИСЗ «*Лэндсат*» для исследования природных ресурсов.

Планируется создание собств. ИСЗ связи (запуск в 1985), а в дальнейшем — ИСЗ для исследования природных ресурсов, наблюдения за океаном и для науч. исследований, в частности астрономич. наблюдений, а также навигац. ИСЗ. Ведутся работы по пилотируемым КА и КА для исследования дальнего космоса, но эти работы не считаются первоочередными. Разрабатывается РН с кислородно-водородными ЖРД на 3-й ступени. По сообщениям, стартовая масса этой РН ~200 т, дл. 43 м, диам. 3,3 м. На 1-й ступени — 4 ЖРД тягой по 700 кН, использующих углеводородное горючее, на 2-й ступени — один ЖРД, на 3-й ступени — 4 ЖРД общей тягой 45 кН. РН сможет вывести на стационарную орбиту полезный груз массой до 700 кг. Полагают, что она будет использована для запуска ИСЗ связи и раннего предупреждения о запусках стратегич. ракет. Указанные выше сроки, очевидно, не будут соблюдены, т. к. КНР из-за недостатка средств приостановила работы, выполняемые зарубежными фирмами.

Среди космич. центров и предприятий КНР, к-рые посетили иностр. делегации,— комплекс для огневых стендовых испытаний двигателей близ Пекина, з-д сборки РН в Шанхае, з-д РД в Шанхае, ряд з-дов электронной техники, нек-рые НИИ, центр для управления КА в Сиане и станция спутниковой связи в Нанкине.

КОСМИ́ЧЕСКАЯ ПРОГРА́ММА МНР. Орг-ции, участвующие в исследовании космич. пространства: н.-и. ин-ты и др. учреждения АН МНР (Ин-т физики и техники, Ин-т геологии, Ин-т географии и мерзлотоведения, Улан-Баторская астрономич. обсерватория, Даландзадгадская станция наблюдения ИСЗ), Ин-т метеорологии и гидрологии при Гл. управлении гидрометеорологич. службы МНР, Научно-производств. иссл. ин-т связи Мин-ва связи МНР и др. Деятельностью этих орг-ций руководит Национальный совет космич. исследований «Интеркосмос» при АН МНР.

С 1962 накоплен и обработан большой экспериментальный материал по изучению геомагнитного поля над терр. МНР. С 1946 в Улан-Баторе действует магнитная обсерватория, к-рая ведёт круглосуточные наблюдения за вариациями геомагнитного поля в диапазоне от микропульсаций до больших магнитных бурь. Изучаются вопросы создания высокоточной геодезич. основы для больших территорий новыми, быстрыми и дешёвыми методами спутниковой и баллонной триангуляции. В МНР созданы методика математич. обработки и оценки точности баллонной триангуляции. Проводятся общебиол. и психофизиол. исследования, в т. ч. изыскиваются возможности улучшения адаптации человека к условиям космич. полёта. Проводилась математич. обработка материалов, получ. на ИСЗ «Интеркосмос-16». В области космич. метеорологии МНР проводит совм. с др. социалистич. странами исследования по интерпретации данных с сов. метеорологич. спутников серии «Метеор». В результате работ по космич. связи введены в

Памятная медаль, посвящённая международному полёту по программе «Интеркосмос» (МНР)

строй земные станции системы «Орбита» (1967) и «Экран-4М» (1979). В 1971 МНР подписала соглашение о создании и своём участии в организации междунар. системы космич. связи «Интерспутник». Аппаратура МНР устанавливалась на ИСЗ «Интеркосмос-6». Науч. и производств. орг-ции МНР участвовали в создании приборов для проведения научно-технич. экспериментов и исследований на орбит. станции «Салют-6»; осуществлён пилотируемый полёт по программе «Интеркосмос» (космонавт Ж. *Гуррагча*, 1981).

КОСМИ́ЧЕСКАЯ ПРОГРА́ММА НИДЕРЛА́НДОВ. Работами по исследованию и использованию космоса руководят Министерство просвещения и научных исследований и подчинённые ему Комитет по геофизике и космическим исследованиям, а также Управление космических программ. Большую роль играют концерны «Филипс» (Philips) и «Фоккер» (Fokker). Затраты Нидерландов на космос в 1983 — примерно 40 млн. долларов. В 1974 амер. РН был запущен нидерландский ИСЗ «*АНС*» для регистрации УФ и рентгеновского излучения небесных тел. В сотрудничестве с США разработан ИСЗ «*ИРАС*» для регистрации ИК излучения космич. объектов. Запуск его осуществлён в 1983. В рамках *Европейского космического агентства* Нидерланды участвуют (в небольших масштабах) в создании РН «*Ариан*», нек-рых ИСЗ науч. и хозяйственно-прикладного назначения, а также обитаемого блока «Спейслэб». Гражданин Нидерландов В. Оккель прошёл подготовку для полёта в орбит. блоке «Спейслэб» в качестве космонавта ЕСА.

КОСМИ́ЧЕСКАЯ ПРОГРА́ММА НРБ. Орг-ции, участвующие в исследовании космич. пространства: Центральная лаборатория по космич. исследованиям Болгарской АН, Геофиз. ин-т, Ин-т гидрологии и метеорологии, Ин-т металловедения и технологии металлов, Геологич. ин-т, Ин-т механики и биомеханики, Центральная лаборатория по высшей геодезии, Секция астрономии и др. учреждения АН, а также ряд вузов. Деятельностью этих орг-ций руководит Нац. комитет по исследованию и использованию космич. пространства при Болгарской АН.

В области физики космоса разработаны высокоточная аналитич. теория прогнозирования движения ИСЗ, астрофиз. методы обработки фотографич. наблюдений ИСЗ, определения внеш. гравитац. поля Земли по её известной физ. поверхности и др. Исследуются связи между ионосферной плазмой и низкочастотным шумовым излучением верхней ионосферы и магнитосферы, вертик. профили электронной и ионной концентрации и темп-ры и т. д. В области дистанционного зондирования Земли из космоса разработаны методы и устройства для исследования спектрально-отражат. характеристик осн. почвенных видов, программы для интерпретации и обработки многоспектральных данных и изображений для статистич. обработки, для визуализирования аэро- и спутниковых данных и т. д. Интерпретация космич. изображений, получ. с ИСЗ, позволила составить тектонич. схему терр. НРБ. В области космич. биологии и медицины изучаются проблемы вестибулярной устойчивости человека применительно к практике космич. полётов, получены данные по оценке психологич. состояния человека в условиях стрессовых ситуаций. Выполнены экспериментальные радиобиол. исследования с протонами на объектах разл. уровня биологич. организации и эволюционного развития. В области космич. метеорологии разработаны и усовершенствованы методы интерпретации спутниковых изображений облачности. Большая часть исследований, проведённых в НРБ, связана с восстановлением метеорологич. полей по данным ИСЗ. Разработан метод измерения вектора скорости в верхней атмосфере с помощью дипольных отражателей, выбрасываемых из контейнеров, установленных на метеорологич. ракетах, и т. д. Первая земная станция для спутниковой связи построена в 1977. Разработаны и исследованы шумоустойчивые частотные демодуляторы, проведены эксплуатационные исследования синхронно-фазовых детекторов, созданных в ГДР. Исследованы системы для передач ТВ и радиопрограмм через ИСЗ; проводится работа по освоению новых частотных диапазонов радиоволн.

Получило развитие космич. приборостроение; первый болгарский спутниковый прибор был установлен на ИСЗ «Интеркосмос-8». НРБ принимала участие в экспериментах на ИСЗ «Интеркосмос-2, -8, -12, -14, -19, -Болгария-1300», «Космос-261, -321, -348, -381, -936», «*Метеор-природа*» (запущен 10.7.1981), геофиз. ракетах «Вертикаль-1, -2, -3, -4, -6, -7». Науч. и производств. орг-ции НРБ участвовали в создании приборов для проведения научно-технич. экспериментов и исследований на орбит. станции «Салют-6»; осуществлён пилотируемый полёт по программе «Интеркосмос» (космонавт Г. *Иванов*, 1979).

Памятная медаль, посвященная международному полёту по программе «Интеркосмос» (НРБ)

Памятная медаль, посвящённая международному полёту по программе «Интеркосмос» (ПНР)

КОСМИ́ЧЕСКАЯ ПРОГРА́ММА ПНР. Орг-ции, участвующие в исследовании космич. пространства: Центр космич. исследований, Ин-т физики, Астрономич. центр им. Н. Коперника, Ин-т геофизики, Ин-т геологич. наук, Ин-т осн. проблем техники и др. н.-и. ин-ты Польской АН, а также ряд вузов (Варшавский ун-т, Краковский ун-т, Ун-т им. Б. Берута, Ун-т им. М. Кюри-Склодовской, Ун-т им. Н. Коперника и др.), мин-в и ведомств. Деятельностью их руководит Комитет космич. исследований при Польской АН.

В области физики космоса изучаются процессы в околоземном и межпланетном пространствах, строение и динамика тел Солнечной системы, а также др. астрофиз. проблемы. В спутниковой геодезии разрабатываются и усовершенствуются методы, основанные на наблюдениях ИСЗ. В области технологии металлов изучаются процессы в материалах в состоянии невесомости (проводятся направленные исследования этих процессов и сравнит. анализ физ. качеств материалов, получ. в земных условиях и при невесомости). В области дистанционного зондирования Земли разрабатываются методы и аппаратура для получения и обработки информации о Земле с целью использования её в геологии, сельском и лесном х-ве, водном х-ве и др. В области космич. связи создаётся и внедряется в эксплуатацию система постоянной спутниковой связи, а также непосредств. ТВ с использованием ИСЗ. В области космич. метео-

рологии разрабатываются методы и аппаратура для получения и преобразования спутниковой метеорологич. информации для нужд метеорологич. службы. В области космич. биологии и медицины исследуется влияние на организм факторов космич. полёта и совершенствуются методы профилактики функциональных расстройств.

ПНР принимала участие в разработке и проведении экспериментов на ИСЗ «Интеркосмос-6, -Коперник-500, -15, -18, -19», геофиз. ракетах «Вертикаль-1, -2, -5, -8, -9, -10». Науч. и производств. орг-ции ПНР участвовали в создании приборов для проведения научно-технич. экспериментов и исследований на орбит. станции «Салют-6»; осуществлён пилотируемый полёт по программе «Интеркосмос» (космонавт М. *Гермашевский*, 1978).

КОСМИ́ЧЕСКАЯ ПРОГРА́ММА РЕСПУ́БЛИКИ КУ́БА. Орг-ции, участвующие в исследовании космич. пространства: н.-и. ин-ты АН Республики Куба (Ин-т геофизики и астрономии, Метеорологич. ин-т, Ин-т фундаментального технич. исследования), ф-ты точных наук нек-рых вузов, Мин-во здравоохранения, Мин-во связи и др. Деятельностью этих орг-ций руководит Комиссия «Интеркосмос» при АН Республики Куба.

В области физики космоса работы начались в 1967 (совм. с СССР) с приёма когерентных сигналов, переданных радиомаяками, установл. на ИСЗ. Эти работы позволили исследовать верхнюю ионосферу радиофиз. способами. С 1967 начала работать станция слежения за ИСЗ (близ г. Сантьяго-де-Куба), к-рая осуществляет наблюдения за ИСЗ, движущимися на выс. 40—50 тыс. км. С 1975 проводятся синхронные наблюдения ИСЗ. В 1976 была создана телеметрич. станция единой телеметрич. системы для приёма информации с ИСЗ «Интеркосмос» непосредственно на терр. Кубы. Изучаются верхняя атмосфера и магнитосфера Земли путём использования теоретич. модели, учитывающей условия широты Кубы. Работы направлены на изучение ионосферы в близких к Кубе р-нах в спокойных и возмущённых условиях с тем, чтобы использовать междунар. модели в конкретных условиях. Островное и географич. положение Республики Куба обусловливает большое значение спутниковой радиотелефонной и ТВ связи страны с др. р-нами мира. Важное практич. достижение в этой области — сооружение станции космич. связи «Карибе» (в 40 км от Гаваны), ставшей составной частью системы «Интерспутник». Станция вступила в строй в 1973. До 1979 работала в системе с нестационарными ИСЗ «Молния-2, -3», с 1980 — с геостационарными ИСЗ «Горизонт» («Стационар-4»). В области космич. метеорологии проводятся работы над фотографиями высокой разрешающей способности. Дистанционное зондирование Земли осуществляется в самых различных направлениях. Составляются карты посевов сахарного тростника, пастбищ и т. д. С помощью зональных фотографий составлена первая аэрофотографическая карта. В области космич. биологии и медицины исследуются сердечная функция, водно-электролитный обмен, иммунологич. системы, зрит. функция космонавтов и др. Ведутся (совм. с СССР) работы по исследованию психологич. совместимости экипажей во время космич. полётов, а также психологич. адаптации космонавта к условиям и режиму работы-отдыха на орбит. станциях.

Науч. и производств. орг-ции Республики Куба участвовали в создании приборов для проведения научно-технич. экспериментов и исследований на орбит. станции «Салют-6»; осуществлён пилотируемый полёт по программе «Интеркосмос» (космонавт А. *Тамайо Мендес*, 1980).

КОСМИ́ЧЕСКАЯ ПРОГРА́ММА СРВ. Для координации науч. работ в рамках программы «Интеркосмос» создан Совет по изучению и использованию космич. пространства при АН СРВ, по предложению к-рого организуются лаборатории физики космоса, метеорологии и связи. Созданы также науч. учреждения, ответственные за применение и развитие методов дистанционного зондирования Земли с целью изучения природных условий и природных ресурсов страны.

Науч. работы по использованию космич. пространства и по внедрению достижений космич. исследований в нар. х-ве проводятся по двум направлениям: изучение ионосферы и использование спутниковых данных для прогнозов погоды. С помощью СССР в 1962 была создана ионосферная станция под Ханоем, задача к-рой — получение данных для службы радиосвязи. Методом вертик. зондирования на станции собраны данные о разл. параметрах ионосферного слоя. Кроме того, на станции проводились науч. исследования по морфологии геомагнетизма и ионосферы, по физике солнечно-земных связей, а также по нек-рым проблемам распространения радиоволн. Спутниковые данные используются в метеорологич. целях с 1972. Эти данные, получаемые через каждые 12 ч, важны для обнаружения и оценки действия разл. систем образования погоды (полярных фронтов, волновых возмущений в зап. потоках, тропич. зоны конвергенции и особенно для наблюдения и прослеживания тайфунов).

Науч. и производств. орг-ции СРВ участвовали в создании приборов для проведения научно-технич. экспериментов и исследований на орбит. станции «Салют-6»; осуществлён пилотируемый полёт по программе «Интеркосмос» (космонавт *Фам Туан*, 1980).

КОСМИ́ЧЕСКАЯ ПРОГРА́ММА СРР. Орг-ции, участвующие в исследовании космич. пространства: Ин-т ядерной физики, Ин-т физ. исследований, Ин-т исследования и технологич. проектирования в области связи, Ин-т метеорологии и гидрологии, Нац. ин-т научно-технич. творчества, Нац. центр румынской авиац. пром-сти, учреждения различных мин-в, ведомств. Координацией работ этих организаций руководит Румынская комиссия по космич. деятельности при Нац. совете по науке и технологии.

В области космич. физики ведутся исследования верхних слоёв атмосферы. Создана и совершенствуется масс-спектрометрическая аппаратура. С целью обнаружения следов воды в атмосфере других планет разрабатывается прибор для определения влажности в планетных атмосферах. Был подготовлен ряд экспериментов по изучению космич. излучения. В разработке программы принимали участие учёные СССР, ПНР, ВНР, МНР и ЧССР. Для исследования электронной составляющей космич. лучей румынские и сов. учёные впервые предложили использовать процесс переходного излучения в космич. эксперименте. В СРР проводили наблюдения за ИСЗ по программам «Большая хорда», «Динамика» и «Атмосфера» в целях определения направлений хорд и координат наземных станций, моделирования движения ИСЗ под действием возмущающих гравитац. сил и исследования структуры свойств верхних слоёв атмосферы в зависимости от солнечной и геомагнитной активности. Учёные СРР принимали участие в исследовании лунного грунта, доставленного на Землю сов. КА. С 1971 СРР систематически принимает изображения, пере-

Памятная медаль, посвящённая международному полёту по программе «Интеркосмос» (Республика Куба)

Памятная медаль, посвящённая международному полёту по программе «Интеркосмос» (СРР)

даваемые сов. и амер. метеорологич. ИСЗ, что способствует уточнению прогноза погоды. Изготовлена аппаратура для измерения темп-ры и давления в верхних слоях атмосферы при помощи сов. зондирующих ракет ММР-6. Проведены исследования параметров аппаратуры в целях приёма данных с новых метеорологич. ИСЗ. В области космич. связи ведутся исследования и технич. разработки по созданию нац. многофункционального ИСЗ. Используется спутниковая система дальней связи «Интерспутник». С 1967 СРР участвует в исследовании адаптивных реакций живых организмов применительно к условиям космич. полётов. Ряд работ связан с исследованием вегетативной реакции адаптации в условиях биологич. ритмов, связанных с переменой цикла деятельность — досуг. Исследования ресурсов Земли охватывают: выявление структурных геологич. элементов, дополнение и улучшение геологич. карт, разведку перспективных зон цветных руд и зон геотермич. запасов. Данные дистанц. зондирования используются при планировании оросит. мероприятий путём определения влажности почв, идентификации и локализации зон с повышенной влажностью и изучения их происхождения.

Получило развитие спутниковое приборостроение. Аппаратура, изготовл. в СРР, устанавливалась на ИСЗ «Интеркосмос-6, -12, -17, -18, -20, -21», «Космос-690, -782, -936, -1129», геофиз. ракетах «Вертикаль-7, -10». Науч. и производств. орг-ции СРР участвовали в проведении научно-технич. экспериментов и исследований на орбит. станции «Салют-6»; осуществлён пилотируемый полёт по программе «Интеркосмос» (космонавт Д. *Прунариу*, 1981).

КОСМИ́ЧЕСКАЯ ПРОГРА́ММА СССР. В разработке и реализации программы изучения околоземного космич. пространства, Луны, планет Солнечной системы и отдалённых космических объектов участвуют мн. науч. учреждения АН СССР — *Институт космических исследований*, Физ. ин-т им. П. Н. Лебедева, Ин-т прикладной математики им. М. В. Келдыша, Ин-т земного магнетизма, ионосферы и распространения радиоволн, Ин-т радиотехники и электроники, Ин-т физики атмосферы, Физико-технич. ин-т им. А. Ф. Иоффе, Ин-т проблем управления, *Астрономический совет* и астрономич. обсерватории, а также ряд ин-тов биол. профиля. В проведении космич. программы заняты мн. мин-ва и ведомства Сов. Союза.

Выдающийся вклад в разработку теоретич. проблем космонавтики, в решение принципиальных вопросов, касающихся реализации сов. космич. программы, в создание новых методов и средств исследования космич. пространства внёс М. В. *Келдыш*. В течение мн. лет он непосредственно осуществлял науч. руководство важнейшими направлениями космич. исследований. Пионером освоения космоса стал С. П. *Королёв*. В 1957 под его рук. был создан первый *космический комплекс* и запущен первый в мире ИСЗ. Не ограничивая свою деятельность созданием РН и КА, Королёв осуществлял общее технич. руководство работами по первым космич. программам и стал инициатором развития ряда прикладных науч. направлений.

Большое значение в разработке средств изучения околоземного космич. пространства имела деятельность конструктора РН и КА М. К. *Янгеля*. Он и руководимый им коллектив внесли существенный вклад в развитие и создание базы междунар. сотрудничества социалистич. стран в области спутниковых исследований. Разработка КА серий «*Луна*», «*Венера*», «*Марс*», начатая под рук. Королёва, была успешно продолжена Г. Н. *Бабакиным*, создавшим последующие конструкции этих сложнейших космич. автоматов. Становление и развитие отечеств. жидкостного ракетного двигателестроения, создание силовых установок совр. РН и дальнейшее их развитие в советской космонавтике связано с именем одного из пионеров ракетно-космич. техники В. П. *Глушко*. Мощные ЖРД, разработанные под его руководством, применяются на всех сов. РН.

Памятная медаль, посвящённая международным полётам по программе «Интеркосмос» (СССР)

В создание ЖРД космич. аппаратов и КК большой вклад сделан А. М. *Исаевым*, ЖРД верхних ступеней РН — С. А. *Косбергом*, систем управления многих РН — Н. А. *Пилюгиным*. Значит. вклад в разработку и реализацию сов. космич. программы внесён также учёными К. Д. *Бушуевым*, В. А. *Котельниковым*, Б. Н. *Петровым* и др.; в изучение Луны и планет — А. П. *Виноградовым*; в осуществление программы медико-биол. космич. исследований — В. В. *Париным*, Н. М. *Сисакяном* и др.

Осн. направления работ: ИСЗ науч., нар.-хоз. и др. назначения; автоматич. лунные и межпланетные КА; пилотируемые КК и орбит. станции.

Искусственные спутники Земли. С 1949 начала осуществляться последоват. программа изучения верх. слоёв атмосферы с помощью зондирующих ракет, получивших назв. «академических». Организованная при Президиуме АН СССР Комиссия (председатель А. А. *Благонравов*) определила содержание этой программы и руководила практич. мероприятиями по её реализации. В 1951 состоялся первый запуск спец. вертикально стартующей зондирующей ракеты. В полёте впервые участвовали живые существа (две подопытные собаки). В этом же году созданы *метеорологические ракеты* типа МР-1. Планомерное изучение *атмосферы верхней* Земли стало первым шагом на пути подготовки комплекса исследований космич. пространства и его освоения; для этих целей применялись ракеты 1РА-Е, Р-2А, Р-5В, Р-11А и др.

Первый сов. ИСЗ был выведен на орбиту 4.10.1957 — началась космич. эра. Принципиальным достижением явилось сообщение аппарату *первой космической скорости* (~8 км/с). Запуск первого ИСЗ показал высокую эффективность искусств. спутников как нового мощного инструмента науч. исследований. Запущенные по программе МГГ в период макс. солнечной активности (1957—58) 1-й, 2-й и особенно 3-й сов. ИСЗ позволили получить ряд сведений фундаментального значения: о высотном ходе и вариациях плотности, темп-ре и хим. составе верх. атмосферы Земли, распределении электронной концентрации в *ионосфере*, наличии и особенностях пространственно-временной структуры в распределении заряженных частиц, захваченных геомагнитным полем. Результаты, полученные с помощью первых ИСЗ, легли в основу представлений о физике околоземного космич. пространства, стали необходимым этапом для формирования более полных и целенаправленных программ науч. исследований.

Изучение разнообразных геофиз. проблем получило дальнейшее развитие в рамках многоцелевой комплексной программы «*Космос*». Первый спутник этой серии был запущен 16.3.1962. Одной из задач, к-рые возлагались на первые спутники серии «Космос», являлось изучение космич. пространства с точки зрения радиац. опасности для полётов человека. На основании проведённых измерений потоков заряженных частиц подробно изучена трасса полётов КК и построены радиац. карты для разл. высот. Выполнен цикл исследований ионосферы, получены данные об ионной и электронной концентрации, темп-ре ионов и электронов. Эти данные имеют большое значение для изучения свойств ионосферной плазмы и вопросов связи между КК. В течение длит. времени ведётся изучение галактич. и солнечных *космических лучей*, их энергии и др. параметров в окрестности Земли. Проводятся исследования ИК и УФ излучения Земли, необходимые для решения ряда геофиз. вопросов, а также для отработки систем ориентации спутников. Осуществлён ряд запусков по программе мировой магнитной съёмки. Комплекс космич. и геофизич. исследований, выполненных с применением средств ракетно-космич. техники, вызвал интенсивное развитие нового научного направления — физики солнечно-земных связей, занимающейся изучением механизмов воздействия Солнца на процессы в околоземном космическом пространстве, атмосфере и биосфере Земли.

В исследованиях по комплексной проблеме солнечно-земных связей наряду с ИСЗ «Космос» используются ИСЗ с сильно вытянутыми орбитами, выходящие в апогее за пределы области, контролируемой магнитным полем Земли,— *магнитосферы*. В 1964 с этой целью на орбиты с разными эксцентриситетами были запущены две системы спутников «*Электрон*», а с апр. 1972 начаты за-

пуски специализированных орбитальных солнечных обсерваторий «*Прогноз*». Проводимые на них исследования солнечной деятельности, процессов взаимодействия вытекающей из Солнца плазмы (*солнечного ветра*) с магнитосферой Земли и связанных с ними явлений *магнитных бурь*, *полярных сияний*, динамики *радиационного пояса Земли* помогают выяснению природы изменений и прогнозу состояния солнечной активности и тем самым прогнозированию уровня радиации на космич. трассах. Изучение процессов, происходящих в магнитосфере Земли, проводилось также посредством анализа поведения заряженных частиц, искусственно эжектируемых с высотных ракет.

На ряде ИСЗ устанавливались инструменты для проведения исследований звёздных и галактических источников электромагнитного излучения в интервалах длин волн, недоступных наблюдениям с земной поверхности. Это положило начало развитию *астрономии внеатмосферной*, открывшей широкие возможности наблюдений в ИК, УФ, рентгеновском и гамма-диапазонах спектра. Для изучения фундаментальных физ. процессов, происходящих при взаимодействии с веществом частиц сверхвысоких энергий первичных космич. лучей, в сер. 1960-х гг. созданы тяжёлые спутники «*Протон*». В серии экспериментов был измерен энергетич. спектр космич. лучей, выявлено изменение их состава и подтверждено предположение об увеличении эффективного сечения с ростом энергии, что предвосхитило результаты, полученные впоследствии на ускорителях заряженных частиц в земных условиях.

Необходимость тщательной отработки техники маневрирования в космосе привела к созданию КА, способных совершать заданный манёвр (помимо посадки). Запуски таких аппаратов («*Полёт*-1» и «Полёт-2») осуществлены в 1963—64.

Большое практич. значение имеют ИСЗ в нар. х-ве. С помощью спутников связи «*Молния*-1» (запускаются с 1965), «Молния-2» (с 1971), «Молния-1С», «Молния-3» (с 1974), ТВ спутников «*Радуга*» (с 1975), «*Экран*» (с 1976), «*Горизонт*» (с 1978) и сети наземных приёмных станций «*Орбита*», «*Москва*», «Экран» осуществляются передачи ТВ и многоканальная радиосвязь, успешно установлена междунар. телефонная связь. Создана спец. система приёма, оперативной обработки и распространения поступающей метеорологич. информации («*Метеор*», «*Метеор-природа*»), широко используемой в службе метеопрогнозов. Практич. использование космич. техники включает также географич., геологич. и геофизич. исследования земной поверхности и Мирового океана, прогнозирование перспективных р-нов залегания полезных ископаемых, использование спутников для контроля за состоянием ледового покрова и талыми водами, уровнем загрязнения атмосферы и эрозией почв, а также для навигации, геодезии, сельского, лесного х-ва и т. д.

Автоматические лунные и межпланетные КА. Полёты космических ракет к Луне и планетам Солнечной системы начаты в СССР 2.1.1959, когда первый КА вышел из поля тяготения Земли, прошёл на расстоянии ~ 7500 км от поверхности Луны и вышел на орбиту вокруг Солнца, став его первым искусств. спутником. Впервые была достигнута *вторая космическая скорость* (~ 11,2 км/с). С помощью КА серии «Луна» впервые получены фотографии обратной стороны Луны («Луна-3», 1959), совершена первая мягкая посадка на Луну и переданы первые панорамы её поверхности («Луна-9», 1966), запущен первый ИСЛ («Луна-10», 1966) и трижды доставлены на Землю образцы лунного грунта («Луна-16», 1970; «Луна-20», 1972; «Луна-24», 1976), а на Луну — самоходные аппараты «Луноход-1» (1970) и «Луноход-2» (1973) (см. *Лунный самоходный аппарат*).

С помощью КА, запускаемых в сторону Венеры (с 1961) и Марса (с 1962), а также аппаратов серии «Зонд» (1964—1970) получены данные, необходимые для обеспечения надёжности конструирования и управления КА и их радиосвязи с Землёй в дальних и продолжит. полётах. На КА «Зонд-2» в системе ориентации испытаны ЭРД, на КА «Зонд-3, -6, -7, -8» были получены высококачеств. изображения лунной поверхности. На ряде КА этой серии отрабатывалась посадка аппарата, возвращающегося на Землю со второй космич. скоростью. Проводившиеся на КА «Луна» и «Зонд» наблюдения космич. плазмы позволили получить экспериментальные подтверждения существования потоков вытекающей из Солнца плазмы — солнечного ветра — и во многом способствовали развитию современных представлений о том, что эти потоки присутствуют постоянно и заполняют межпланетное пространство, а их интенсивность зависит от состояния солнечной активности.

Крупные успехи достигнуты в изучении Венеры. Наземные наблюдения планеты велись регулярно, но осн. характеристики её атмосферы, поверхности и облачного слоя оставались неизвестными. С появлением КА открылись новые возможности: «Венера-4» (1967) впервые провела прямые измерения в атмосфере планеты (определены темп-ра, давление, основной хим. состав), «Венера-5» и «Венера-6» (1969) произвели более глубокое зондирование венерианской атмосферы, что позволило уточнить её физико-хим. характеристики (создана модель атмосферы). В 1970 «Венера-7» совершила первую мягкую посадку на планету на ночной стороне и передала информацию с её поверхности. В эксперименте на «Венере-8» (1972), опустившейся на освещённой Солнцем стороне, впервые была решена задача исследования характера венерианского грунта в р-не посадки, определены физ. характеристики поверхностного слоя, распределение освещённости по высоте и её значение на поверхности. С помощью КА «Венера-9» и «Венера-10» (1975) получены первые ТВ изображения поверхности, на орбиты выведены первые ИСВ. Выполнены обширные комплексные исследования параметров поверхности, атмосферы, структуры и микрофизич. характеристик облачного слоя, свойств околопланетного пространства. Измерена скорость ветра у поверхности, исследовано его изменение с высотой. На КА «Венера-11» и «Венера-12» (1978) более подробно изучены хим. состав атмосферы и другие её свойства. С аналогичными целями в 1981 запущены КА «Венера-13» и «Венера-14». В 1983 выведены на орбиты вокруг Венеры КА «Венера-15» и «Венера-16».

По программе исследований Марса были созданы искусств. спутники «Марс-2», «Марс-3» (1971) и «Марс-5» (1973), с помощью к-рых проводились измерения физ. характеристик поверхности, атмосферы и окружающего космич. пространства. Получены фотоснимки отд. р-нов, обнаружено заметное собств. магнитное поле Марса (в отличие от Венеры, у к-рой оно практически отсутствует). Осуществлена первая мягкая посадка на планету спускаемого аппарата КА «Марс-3» (1971), проведены первые прямые измерения параметров марсианской атмосферы в процессе спуска («Марс-6», 1973). Интенсивные исследования Луны, Венеры и Марса заложили основы новой науки — сравнительной планетологии.

Развитие космич. техники на всех этапах опиралось на исследования в области динамики космич. полёта, прикладной небесной механики, космич. навигации. По данным наземных измерений параметров движений КА проведено уточнение ряда астрономич. постоянных. Успешное решение таких сложных задач управления полётом, как посадка КА в интересные для науч. исследований р-ны Луны и планет, создание их искусств. спутников, возвращение аппаратов с Луны на Землю, было обеспечено развитием крупных измерит. и информационно-вычислительных комплексов.

Пилотируемые КК и орбитальные станции. После запусков первых ИСЗ и начавшегося развития исследований околоземного космич. пространства одним из важнейших шагов космонавтики явилась подготовка к осуществлению полётов человека в космос (с этой целью с 15.5.1960 по 25.3.1961 на орбиту вокруг Земли было выведено 5 КК-спутников). 12.4.1961 — день первого в мире космич. полёта человека (Ю. А. *Гагарин* на КК «Восток»), начало эпохи непосредств. проникновения человека в космос. В 1961—63 совершили орбит. полёты 6 КК «Восток»; макс. длительность полёта ~ 5 сут. Одновременно велись работы по созданию многоместного КК «Восход», впервые испытания к-рого (окт. 1964) провели В. М. *Комаров*, К. П. *Феоктистов* и Б. Б. *Егоров*. В марте 1965 на орбиту выведен КК «Восход-2», пилотируемый П. И. *Беляевым* и А. А. *Леоновым*, совершившими первый эксперимент по выходу человека в космос. В сер. 60-х гг. начата разработка пилотируемых КК-спутников «*Союз*», предназначенных для маневрирования, сближения и стыковки на орбите ИСЗ, а в сер. 70-х гг.— КК «Союз Т». В 1967—1981 на орбиты выведено 40 КК «Союз» (в т. ч. 37 с космонавтами); в 1979—83 — 9 КК «Союз Т» (в т. ч. 8 с космонавтами).

Новый этап в развитии программы космич. исследований начался с 19.4.1971 после запуска первой орбит. станции «*Салют*». Их создание и эксплуатация позволяют проводить длит. эксперименты в космосе с участием специалистов и решать важные народно-хоз. и науч. задачи. На 1.1.1984 полёты совершили 55 сов. космонавтов на 55 кораблях (один полёт суборбитальный) и 6 орбит. станциях типа «Салют»; макс. длительность полёта космонавтов составила 211 сут, а станция «Салют-6» функционировала ок. 5 лет. Для доставки разл. грузов на орбит. станции используются трансп. КА «*Прогресс*». На КК и орбит. станциях космонавтами выполнены обширные исследования, включающие разнообразные астрофиз. наблюдения при помощи бортовых телескопов в рентгеновской, УФ, ИК областях спектра, изучение солнечной деятельности, физ. процессов и явлений в околоземном космич. простран-

стве, отработку средств и методов наблюдений за земной поверхностью, атмосферой и океаном в интересах разл. отраслей нар. х-ва, медико-биол. исследования и эксперименты. Всё большее развитие получают проводимые на орбит. станциях технологич. эксперименты, в к-рых изучается влияние факторов космич. полёта (невесомость, глубокий вакуум, сочетание высоких и низких темп-р, радиация) на получение новых материалов, полуфабрикатов и изделий. Это направление исследований может привести в перспективе к созданию высокоэффективных производств. комплексов в космосе.

Требования космич. программы обусловили необходимость конструирования комплексных автоматич. устройств при жёстких ограничениях, вызванных грузоподъёмностью РН и окружающими условиями космич. пространства, что явилось дополнит. стимулом для развития новой отрасли техники — микроэлектроники и создания лёгких электронных систем. Новые методы компоновки электронной аппаратуры, миниатюризации габаритов, массы и потребления энергии этой аппаратурой были развиты для её использования в космосе. Быстрый прогресс теории управления способствовал решению сложнейших проблем динамики полёта. Созданы разнообразные комплексы систем автоматич. регулирования, ультраточные гироскопич. системы с применением цифровых и аналоговых управляющих машин. К достижениям космич. техники относятся также системы, обеспечивающие ориентацию КА с весьма высокой точностью, создание СЖО, комплексов средств мягкой посадки, СБ и др. Потребности в связи и дистанц. управлении на больших расстояниях привели к развитию высококачеств. и высокоточных систем связи, к-рые способствовали развитию технич. методов прослеживания и измерения движущихся КА на межпланетных расстояниях. Сов. учёные впервые разработали системы космич. ТВ и космич. связи. Высокоинформативные телеметрич. системы позволяют надёжно контролировать работу КА и передачу науч. информации с их борта на Землю.

Космич. исследования обусловили появление новых методов измерений, технологич. и производств. процессов, материалов и технич. устройств, нашедших широкое применение и в «некосмических» отраслях. К ним, напр., относятся химически стойкие и жаропрочные сплавы, негорючие материалы, мощные аккумуляторные батареи, биомедицинское оборудование и т. п.

Благодаря космич. полётам расширяются представления о механизмах и закономерностях формирования природных комплексов на Земле и других небесных телах, что способствует решению кардинальной проблемы происхождения и эволюции Солнечной системы и вместе с тем углублённому пониманию общих проблем *космохимии*, геологии, метеорологии. В свою очередь это помогает прогнозированию возможных неблагоприятных изменений (прежде всего климатических) на нашей планете с учётом возрастающего воздействия хозяйств. деятельности человечества на окружающую природную среду. Дальнейший прогресс в изучении Земли, Солнечной системы, общих астрофиз. проблем строения и эволюции звёзд, галактик, туманностей, эволюции Вселенной теснейшим образом связан со всё более широким использованием космич. средств.

С 1957 развивается междунар. сотрудничество в области космич. исследований (см. *Международное сотрудничество в космосе*). В 1966 для координации деятельности различных министерств и ведомств по разработке и выполнению международных программ был создан Совет по международному сотрудничеству в области исследования и использования космич. пространства при АН СССР (*«Интеркосмос»*). Наиболее крупные программы совм. работ СССР осуществляет со странами социалистич. содружества, а также с Францией, США, Индией и др. В 1969—81 запущено 22 спутника серии *«Интеркосмос»*. Св. 10 франц. и сов.-франц. науч. экспериментов было выполнено на сов. КА типа «Луноход», «Марс», «Прогноз» и *«Ореол»*; запущены инд. ИСЗ (*«Ариабхата»* и *«Бхаскара»*), франц. технологич. спутники *«МАС»* и др. Важные результаты в области изучения земных ресурсов получены при полёте в 1978 пилотируемого КК «Союз-22» с аппаратурой многозонального фотографирования, разработанной специалистами СССР и ГДР и изготовл. на нар. предприятии ГДР «Карл Цейс Йена».

В июле 1975 был проведён первый междунар. эксперимент с участием пилотируемых КК СССР и США по программе *ЭПАС*, к-рый явился важным шагом в развитии междунар. сотрудничества в исследовании и использовании космич. пространства в мирных целях. На основе договорённости, достигнутой в 1976, в 1978—81 граждане социалистич. стран (ЧССР, ПНР, ГДР, НРБ, ВНР, СРВ, Республики Куба, МНР, СРР) совершили полёты совместно с сов. космонавтами на сов. КК и орбит. станции «Салют-6» (по программе «Интеркосмос»). В 1982 на сов. КК и орбит. станции «Салют-7» совместно с сов. космонавтами совершил полёт космонавт Франции, а в 1984 — космонавт Индии.

Ракеты-носители. Для выполнения сов. космич. программы создано неск. типов 2-, 3- и 4-ступенчатых РН, способных выводить на околоземную орбиту КА массой от неск. сотен кг до десятков т: «Союз» (эксплуатируется с 1964), «Космос» (с 1962), «Протон» (с 1965) и др., запускаемых с трёх космодромов Сов. Союза. Эти РН эксплуатируются в разл. модификациях.

Наземный автоматизированный комплекс управления (НАКУ). Средства НАКУ размещаются на командно-измерит. пунктах, рассредоточенных по земному шару, центральном командном пункте и центральных пунктах управления разл. типами КА. Эти средства объединены в единый автоматизир. комплекс управления КА линиями информац. и технологич. связи. Для управления КА на участках орбиты, не контролируемых с терр. СССР, создан и включен в состав НАКУ ряд судов экспедиционного флота СССР (корабельные командно-измерит. пункты): *«Космонавт Юрий Гагарин»*, *«Космонавт Владимир Комаров»*, *«Академик Сергей Королёв»*, *«Космонавт Владислав Волков»*, *«Космонавт Павел Беляев»*, *«Космонавт Георгий Добровольский»*, *«Космонавт» Виктор Пацаев»*, «Моржовец», «Невель», «Боровичи», «Кегостров» (см. ст. *Корабли слежения*). См. приложения IV, V.

КОСМИ́ЧЕСКАЯ ПРОГРА́ММА США — осуществляется в основном НАСА и Министерством обороны США. При этом осн. средства и усилия направляются на создание спутников военного назначения, на милитаризацию космоса. В июле 1982 объявлена директива президента США Р. Рейгана о новой политике в исследовании и использовании космич. пространства в пользу развития военных программ и сокращения научных. В соответствии с этим затраты на космос НАСА и Мин-ва обороны составили в 1983 соответственно 6,8 и 8,5 млрд. долларов. В проведении программы, но в значительно меньших масштабах участвуют: Нац. управление по исследованию океана и атмосферы (НОАА), мин-ва торговли, энергетики, Геологич. управление Мин-ва внутр. дел, Мин-во сельского хоз-ва и Нац. науч. фонд. Ряд работ, прежде всего в области коммерч. спутниковых систем связи, ведётся пром. фирмами США на собств. средства. Осн. направления работ: ИСЗ науч., хозяйственно-прикладного и воен. назначения; автоматич. лунные и межпланетные КА; пилотируемые КА; транспортные КК многоразового использования.

Искусственные спутники Земли. Первый амер. ИСЗ *«Эксплорер-1»* (науч. назначения) был выведен на орбиту 1.2. 1958 (спустя примерно 4 мес после запуска первого сов. ИСЗ). ИСЗ научного назначения, создаваемые НАСА, в большинстве своём принадлежат к одной из двух групп: ИСЗ «Эксплорер» или ИСЗ-обсерватории (*«ОАО»*, *«ОГО»*, *«ОСО»*, *«ХЕАО»*). Последние отличаются большей массой и решают более широкий круг задач. К ИСЗ-обсерваториям относится также спутник «СТ» с телескопом диам. 2,4 м, к-рый должен быть выведен на орбиту в 1985. Вне этих двух групп — ИСЗ *«Авангард»*, *«Биос»* для медико-биол. исследований и *«Пегас»* для изучения метеорной обстановки. Военно-исследовательские и военно-экспериментальные ИСЗ Мин-ва обороны в большинстве своём принадлежат к группе ИСЗ «ОВ» или ИСЗ, запускаемых по программе СТП. Кроме этих двух групп — ИСЗ «Лофти» для изучения прохождения сигналов низкой частоты через ионосферу и мн. ИСЗ серии «Солрад» для регистрации рентгеновского и УФ излучения Солнца.

ИСЗ хозяйственно-прикладного назначения делятся на связные, метеорологич., навигац., геодезич. и для исследования природных ресурсов. Аналогичные задачи (кроме исследования природных ресурсов) решает ряд ИСЗ воен. назначения. Эксперименты в области спутниковой связи начались в США в 1958 (ИСЗ *«Атлас-Скор»*). Параллельно велись эксперименты с ИСЗ — пассивными ретрансляторами (*«Эхо»*, «Уэстфорд») и ИСЗ — активными ретрансляторами (*«Телстар»*, *«Реле»*, «Курьер-1Б»), а также с ИСЗ на сравнительно низких и на стационарных орбитах (*«Синком»*). Выбор был сделан в пользу активных ретрансляторов на стационарной орбите — для ИСЗ связи гражд. (прежде всего коммерческого) и воен. назначения. Единств. исключение — ИСЗ «СДС» на орбитах с наклонением 63,5° и 12-часовым периодом обращения для обеспечения связи с воен. потребителями в полярных р-нах. Работы в области гражд. спутниковой связи НАСА с сер. 1960-х гг. почти полностью передало пром. фирмам США, к-рые создают ИСЗ для коммерч. систем связи: глобальных, региональных для обслуживания терр. США и региональных для обслуживания терр. нек-рых др. стран.

В глобальных системах спутниковой связи используются ИСЗ *«Интелсат»*, к-рые постоянно совершенствуются. Запущены модели 1, 2, 3, 4 и 4А; в 1980 выведен на орбиту первый ИСЗ модели 5. В региональных системах спутниковой связи (для обслуживания терр. США), созданных на конкурентной основе несколькими амер. фирмами, используются ИСЗ *«Уэстар»*, «Сатком» и *«Комстар»*, в 1981 начались запуски ИСЗ *«СБС»*. Для зарубежных региональных систем спутниковой связи амер. фирма «Хьюз эркрафт» (Hughes Aircraft) создала ИСЗ *«Аник»* (для Канады) и *«Палапа»* (для Индонезии). Амер. фирмы изготовили ИСЗ «БС», «КС» и «ЭТС-2» для Японии. НАСА для экспериментов в области спутниковой связи (в частности, в области непосредств. ТВ) создало ИСЗ «АТС» (последний ИСЗ этой серии запущен в 1974). Для спутниковой системы связи Мин-ва обороны США были созданы ИСЗ «ИДКСП» («ДСКС-1») и «ДСКС-2». С 1978 начались запуски воен. ИСЗ связи «Флитсатком». Для экспериментов в области воен. связи созданы ИСЗ «Такомсат», «ЛЭС» и др. Амер. фирмы изготовили также ИСЗ «Скайнет» и «НАТО» для использования в воен. спутниковых системах связи соответственно Великобритании и НАТО. В США на коммерч. основе эксплуатируется система ИСЗ «Марисат» для обеспечения связи с береговыми базами кораблей ВМС США, а также гражд. судов США и нек-рых других стран.

Метеорологические ИСЗ создаются в США как НАСА, так и Мин-вом обороны. НАСА разработало экспериментальный ИСЗ *«ТИРОС»*, на базе к-рого созданы эксплуатац. ИСЗ *«ЭССА»* и «НОАА» (*«ИТОС»* и «ТИРОС-Н»). Все эти ИСЗ обращаются по сравнительно низким солнечно-синхронным орбитам. Информацию от них принимают неск. сотен станций в разл. странах мира. НАСА вывело также 7 метеорологич. ИСЗ *«СМС»* («ГОЕС») на стационарную орбиту. Первые два из них экспериментальные, остальные — эксплуатационные. Все они используются в сочетании с ИСЗ «НОАА» Нац. управлением по исследованию океана и атмосферы. Для экспериментов в области спутниковой метеорологии НАСА созданы ИСЗ *«Нимбус»*, выводимые на солнечно-синхронные орбиты. Последний ИСЗ этой серии («Нимбус-7») служит для исследования загрязнения среды. Запущен экспериментальный ИСЗ *«Сисат-А»* для океанологич. исследований. Мин-во обороны эксплуатирует свои ИСЗ «ДМС», к-рые предназначены для метеообеспечения воен. операций. Информация от них используется и гражд. орг-циями. Для эксплуатации в 1990-х гг. США планировали создать спутниковую метеорологич. «Систему-85». Для океанологич. исследований НАСА, НОАА и ВМС планируют совместно создать систему «НОСС» (англ. NOSS, сокр. от National Oceanic Satellite System — национальная спутниковая система для исследований океана). В этой системе предполагалось использовать два ИСЗ типа «Сисат-А». Запуск первого был запланирован на 1984. В результате сокращения бюджета на 1982 финансовый год от создания системы «НОСС» отказались.

Навигационные ИСЗ «Транзит» созданы Мин-вом обороны для навигац. обеспечения подводных лодок и надводных кораблей ВМС. Однако с 1967 эти ИСЗ эксплуатируются также торговыми судами США и нек-рых зарубежных стран. Мин-вом обороны создаётся более совершенная спутниковая система «Навстар», предназнач. для навигац. обеспечения всех видов вооружённых сил. В 1978—80 запущены первые 6 экспериментальных ИСЗ «Навстар». Полная эксплуатац. система, использующая 18 ИСЗ, должна быть создана в 1985—87.

Геодезические ИСЗ создаются как НАСА (*«Геос»*, *«Пагеос»*, *«Лагеос»*), так и Мин-вом обороны («АННА», «Секор», «Старфлеш»). Они служат для создания опорной топогеодезич. сети, привязки координат разл. пунктов (в частности, целей на терр. потенциальных противников), уточнения формы Земли и характеристик гравитац. поля, а ИСЗ «Лагеос» — и для регистрации сдвига тектонич. плит. Геодезич. ИСЗ делятся на активные и пассивные. К последним относится ИСЗ «Пагеос», представляющий собой надувной шар, фотографируемый одновременно из неск. пунктов на фоне звёздного неба, и ИСЗ «Лагеос», снабжённый отражателями лазерного излучения.

ИСЗ для исследования природных ресурсов, получившие назв. «Лэндсат», запускаются в США с 1972; они используются для нужд сельского и лесного х-ва, рыболовства, для геологич. разведки, картографирования и др. Информация предоставляется на коммерч. основе разл. потребителям в США и зарубежных странах. Для специализиров. исследований, имеющих отношение к природным ресурсам, служат ИСЗ серии *«АЭМ»*.

ИСЗ военного назначения запускаются в США с февр. 1959. Помимо связных, метеорологич., навигац. и геодезич. ИСЗ Мин-ва обороны, а также военно-иссл. и военно-экспериментальных ИСЗ, упоминавшихся выше, к спутникам воен. назначения относятся разведыват. ИСЗ, ИСЗ для раннего предупреждения о запусках стратегич. баллистич. ракет, регистрации ядерных взрывов, юстировки радиолокаторов и др. Для отработки спутниковой разведки служили экспериментальные ИСЗ «Дискаверер», спутников раннего предупреждения — ИСЗ «Мидас». В 1962 запуски разведыват. ИСЗ были засекречены, и сведения о них публиковались только в неофициальных источниках, согласно к-рым в сер. 1960-х гг. были созданы эксплуатац. ИСЗ для обзорной и детальной фоторазведки. Первые спутники этой серии передавали на Землю изображения по радиоканалам, от вторых отделялись и возвращались на Землю контейнеры с отснятой плёнкой. Позже был создан ИСЗ «Биг бёрд», к-рый осуществляет как обзорную, так и детальную фоторазведку, ещё позже ИСЗ «КХ-11». Сообщалось об эксплуатации спутников «Феррет» и «Хичхайкер» для радиоразведки и радиотехнич. разведки и о спутниках «НОСС» для радиотехнич. морской разведки. Для перехвата телеметрич. информации, передаваемой стратегич. ракетами других стран при испытаниях, служат ИСЗ «Риолит». На стационарную орбиту выведены неск. ИСЗ «ДСП» («Аймьюс») раннего предупреждения. Они используются также для регистрации ядерных взрывов. Ранее для этой цели служили спец. ИСЗ «Вела хоутел» («НДС») на круговых орбитах выс. ~ 110 000 км. Для юстировки радиолокаторов использовалось большое число малых ИСЗ, запускаемых, как правило, в качестве дополнит. полезного груза вместе с другими ИСЗ. В 1983 администрацией США принят курс на создание стратегич. оружия космич. базирования под предлогом обеспечения обороны страны от ракетного нападения. В соответствии с принятыми программами в США осуществляется разработка и производство систем и средств для ведения боевых операций в космосе и из космоса, основанных на новейших научных достижениях и открытиях (лазерное и пучковое оружие, средства перехвата и уничтожения космич. объектов на орбитах и др.). С сер. 70-х гг. число выводимых на орбиты ИСЗ Мин-ва обороны превышает число ИСЗ НАСА (см. табл.). Большáя часть ИСЗ, выводимых на орбиты амер. РН со стартовых комплексов США, принадлежит зарубежным странам, междунар. орг-циям и частным фирмам США. Многие ИСЗ зарубежных стран и ИСЗ междунар. орг-ции «Интелсат» созданы амер. фирмами. До 1.1. 1984 на орбиты выведено ок. 1000 амер. ИСЗ (не считая ИСЗ, выведенных амер. РН и не принадлежащих США).

Принадлежность ИСЗ, выведенных на орбиты американскими РН со стартовых комплексов США в 1975—1983

Год	Число ИСЗ, выведенных на орбиты			
	принадлежат НАСА и НОАА	принадлежат Министерству обороны США	принадлежат зарубежным странам, международным организациям и частным фирмам США	итого
1975	9	13	6	28
1976	2	21	10	33
1977	3	12	9	24
1978	10	13	9	32
1979	4	11	3	18
1980	2	9	2	13
1981	7	7	6	20
1982	5	8	9	22
1983	8	14	9	31

Автоматические лунные и межпланетные КА. Первая (неудачная) попытка вывода КА (*«Пионер»*) из поля тяготения Земли относится к 17.8.1958, первая удачная попытка («Пионер-4») — к 3.3. 1959 (спустя 2 мес после успешного запуска сов. КА *«Луна*-1»). Однако ни один из КА «Пионер», предназнач. для исследования Луны с пролётной траектории, своих науч. задач не выполнил и запуски их после 1960 не производились (запуски межпланетных КА «Пионер» продолжались). С 1961 начались запуски лунных КА *«Рейнджер»*. Первая серия этих КА предназначалась для доставки на Луну приборного контейнера (с жёсткой посадкой), вторая серия — для передачи ТВ изображений Луны на подлёте. Доставка контейнера не удалась, ТВ съёмка была успешно выполнена тремя КА «Рейнджер» в 1964—65. Последующие запуски лунных КА *«Лунар орбитер»* (1966—67) и *«Сервейор»* (1966—68) были связаны с подготовкой *лунной экспедиции* на КК *«Аполлон»*. КА «Лунар орбитер» осуществляли фотографирование поверхности Луны с селеноцентрич. орбиты с целью выбора места высадки лунной экспедиции, а КА «Сервейор», рассчитанные на мягкую посадку на Луну, передавали ТВ изображения места посадки и вели исследования лунного грунта, в частности его несущей способности; это было важно для обеспечения посадки

лунного отсека КК «Аполлон». В дальнейшем на селеноцентрическую орбиту были выведены ещё 4 КА: в 1967 КА «ЛИМП-2» («Эксплорер-35»), в 1971 КА без назв., отделившийся от КК «Аполлон-15», в 1972 аналогичный КА, отделившийся от КК «Аполлон-16», и в 1973 КА «РАЭ-2» («Эксплорер-49»). КА «ЛИМП-2» предназначался для изучения магнитных полей, солнечной плазмы, космич. лучей и магнитогидродинамич. шлейфа Земли; оба КА без назв.— для изучения магнитных явлений и солнечного ветра в окололунном пространстве, а также аномалий гравитац. поля Луны; КА «РАЭ-2» — для радиоастрономич. исследований.

Первый межпланетный КА («Пионер-5») запущен 11.3.1960 и предназначался для исследований межпланетного пространства между орбитами Земли и Венеры. Связь с ним поддерживалась на расстоянии до 36,2 млн. км. В дальнейшем для исследований планет и межпланетного пространства США использовали КА четырёх типов: «*Маринер*», «Пионер», «*Викинг*» и «*Вояджер*». КА «Маринер», снабжённые трёхосной системой ориентации, применялись для исследований Венеры, Марса и Меркурия с пролётной траектории («Маринер-62, -65, -67, -69, -73»), а также Марса с орбиты вокруг планеты («Маринер-71»). «Маринер» — первые КА, совершившие пролёт около Венеры, Марса и Меркурия и передавшие науч. информацию об этих планетах, «Маринер-71» («Маринер-9») — первый КА, выведенный на орбиту вокруг Марса.

КА «Пионер», стабилизируемые вращением, предназначены для исследования межпланетного пространства между орбитами Земли и Венеры и между орбитами Земли и Марса («Пионер-6» — «Пионер-9», запущенные в 1965—68) или для исследования Юпитера с пролётной траектории («Пионер-10» и «Пионер-11», запущенные в 1972 и 1973). КА «Пионер-10», совершив пролёт ок. Юпитера в дек. 1973, 13.6.1983 пересек орбиту Нептуна, а КА «Пионер-11», совершив пролёт около Юпитера в дек. 1974, в 1979 пролетел около Сатурна и по состоянию на 1.1.1984 находился между орбитами Сатурна и Урана. «Пионер-10» и «Пионер-11» — первые КА, совершившие пролёт около Юпитера, а также Сатурна (только «Пионер-11») и передавшие науч. информацию об этих планетах и околопланетном пространстве. В 1978 запущены КА «Пионер-Венера-1» и «Пионер-Венера-2». Первый из них вышел на орбиту вокруг Венеры, а второй — доставил 4 зонда в атмосферу планеты.

КА «Викинг» представляют собой орбитально-посадочные КА для исследований Марса с орбиты вокруг планеты и доставки на поверхность планеты спускаемого аппарата, рассчитанного на мягкую посадку. Два КА «Викинг» запущены в 1975. Они вышли на орбиту вокруг Марса соответственно 19 июня и 7 авг. 1976. Отделившиеся спускаемые аппараты совершили мягкую посадку на Марс 20 июля и 3 сент. 1976.

Два КА «Вояджер», запущенные в 1977, предназначены для исследований Юпитера, Сатурна и их спутников с пролётной траектории. В 1979 оба КА провели исследования у Юпитера. Первый из них 12.11.1980 прошёл на расстоянии 142 тыс. км от Сатурна, второй — 26.8. 1981 на расстоянии 101 тыс. км. КА «Вояджер-2» должен совершить пролёт ок. Урана в 1986, ок. Нептуна — в 1989.

Пилотируемые КК. Первый пилотируемый КК («*Меркурий*») запущен в США по баллистич. траектории 5.5.1961 (спустя примерно месяц после первого орбит. полёта сов. КК «*Восток*»). Первый запуск КК «Меркурий» на орбиту состоялся 20.2.1962. Одноместные КК «Меркурий» предназначались для отработки бортовых систем КК, изучения проблем космич. полёта человека, тренировки космонавтов и наземных служб. В 1962—1963 совершили орбит. полёты 4 пилотируемых КК «Меркурий»; макс. длительность полёта 1,5 сут. В 1965 начались запуски двухместных КК «*Джемини*» для отработки маневрирования, встречи и стыковки на орбите, осуществления выходов в открытый космос и изучения воздействия на человека длит. космич. полёта в рамках подготовки к лунным экспедициям на КК «Аполлон». Проводились также различные науч. исследования и технич. эксперименты. В 1965—66 совершили орбит. полёты 10 пилотируемых КК «Джемини»; макс. длительность полёта 14 сут. Пилотируемые полёты трёхместных КК «Аполлон» начались с 1968. До 1972 их совершено 11, в т. ч. 6 с высадкой на Луну (первая посадка 20.7.1969). Макс. длительность пребывания на Луне 75 ч. С использованием материальной части, изготовл. по программе «Аполлон», была создана орбит. станция «*Скайлэб*», на к-рую в 1973 в трансп. КК «Аполлон» были последовательно доставлены три экипажа (по три человека), к-рые пробыли на станции соответственно 28, 59 и 84 сут, проводя астрономич. наблюдения, изучение природных ресурсов Земли, медико-биол. исследования и др. В 1979 станция «Скайлэб» сошла с орбиты. В 1975 КК «Аполлон» использовался в совм. советско-амер. эксперименте *ЭПАС*, включавшем, в частности, стыковку на орбите КК «Аполлон» и «*Союз*».

С сер. 1970-х гг. в США началась разработка МТКК «*Спейс шаттл*», первый орбит. полёт к-рого состоялся 12.4.1981, девятый — 28.11 — 8.12.1983. До 1987 запланировано 70 полётов, из них 25 выделены для выполнения засекреч. заданий Мин-ва обороны США. Из 311 полётов, запланированных до 1994, 113 — военного назначения. Экипаж МТКК до 7 человек, макс. груз, доставляемый на низкую орбиту, 29,5 т. Он предназначен для вывода на орбиту и возвращения ИСЗ, обслуживания ИСЗ на орбите, проведения исследований с помощью установл. на борту средств, в частности обитаемого блока «*Спейслэб*», и др. МТКК является одним из элементов космич. трансп. системы, к-рая включает в себя также *межорбитальные буксиры* для перевода полезного груза с низкой орбиты, на к-рую его доставил «Спейс шаттл», на более высокую орбиту, вплоть до стационарной или для вывода полезного груза из поля тяготения Земли. Всего до 1.1.1984 космич. полёты совершили 65 космонавтов США.

Ракеты-носители. В США создано неск. типов РН разл. классов. Большинство их в качестве первой (или первой и второй) ступени использует модифицированные жидкостные стратегич. ракеты «*Тор*», «*Атлас*» или «*Титан*». Верх. ступени для этих РН разрабатывались специально. Они имеют ЖРД на высококипящем топливе, водородно-кислородные ЖРД или РДТТ. На ракетах «Тор» применяются навесные стартовые РДТТ. Ранние РН «*Авангард*», твёрдотопливные лёгкие РН «*Скаут*» и сверхтяжёлые РН «*Сатурн*» не базируются на стратегич. ракетах. Разработка новых РН в США в ближайшее время не планируется. Амер. РН широко используются для вывода на орбиту ИСЗ зарубежных стран и междунар. орг-ций. РН запускаются с *Восточного испытательного полигона* (мыс Канаверал, шт. Флорида), *Западного испытательного полигона* (база ВВС США Ванденберг, шт. Калифорния), космодрома *Уоллопс* (шт. Западная Виргиния) и итал. мор. космодрома *Сан-Марко*, находящегося в Индийском ок. у побережья Кении. Запуски с космодрома Уоллопс в дальнейшем, по-видимому, производиться не будут.

Командно-измерительный комплекс. Станции слежения за амер. КА расположены на терр. США и ряда зарубежных стран. НАСА создало системы станций слежения за пилотируемыми КК, за лунными и межпланетными КА, а также за ИСЗ науч. и хозяйственно-прикладного назначения; Мин-во обороны США создало систему станций слежения за ИСЗ воен. назначения. Центр управления пилотируемыми КК находится в Хьюстоне (шт. Техас), лунными и межпланетными КА — в Пасадене и Маунтин-Вью (шт. Калифорния), ИСЗ науч. и хозяйственно-прикладного назначения — в Гринбелте (шт. Мэриленд), ИСЗ воен. назначения — в Саннивейле (шт. Калифорния). В дальнейшем (после 1980) число станций слежения, особенно на территории других стран, предполагают существенно сократить путём использования в составе командно-измерит. комплекса спутников-ретрансляторов, обеспечивающих связь с ИСЗ, находящимися вне зоны видимости станций, расположенных на территории США.

Д. Ю. Гольдовский.

КОСМИ́ЧЕСКАЯ ПРОГРА́ММА ФРА́НЦИИ. Франция — третья страна (после СССР и США), к-рая вывела на орбиту ИСЗ с помощью РН собственного производства (ИСЗ «А-1» с помощью РН «*Диаман*-А», 26.11.1965). За работы по исследованию и использованию космоса отвечает Мин-во науч. и пром. развития. Франция — первая из европ. стран, организовавшая нац. космич. агентство — *Национальный центр космических исследований* Франции. Осн. космич. науч. центр Франции расположен в Тулузе. Ассигнования Франции на космос в 1983 — 495 млн. долларов. Франция ведёт работы по нац. программе, по двусторонним программам (сотрудничество с СССР, США, ФРГ и др. странами), а также по междунар. программам *Европейского космического агентства*. Францией были проведены геофиз. исследования с использованием зондирующих ракет «*Вероника*», «Веста», «Драгон», «Белье», «Центавр», «Эридан» и др., созданы три модификации РН «Диаман», большое число образцов высотных ракет, выведены на орбиты неск. геодезич. и исследоват. ИСЗ (см. *Французские искусственные спутники Земли*), а также ИСЗ «Эол» для ретрансляции метеорологич. информации от шаровзондов в Юж. полушарии; созданы космодромы *Хаммагир* на терр. Алжира (функционировал до 21.5.1967) и *Куру* на терр. Франц. Гвианы. С 1977 по нац. программе началась разработка ИСЗ «СПОТ» (запуск в 1985) для исследования природных ресурсов и ИСЗ «Телеком». В сер. 1980-х гг. планируется создание воен. разведыват. ИСЗ. В рамках сотрудничества с СССР проведены исследования по советско-франц. проекту «*Ар-*

кад» на ИСЗ *«Ореол»*, сов. РН выведены на орбиты два франц. экспериментальных ИСЗ *«МАС»* и науч. ИСЗ *«Снег-3»*; на сов. луноходах устанавливался франц. прибор для лазерной локации Луны (см. *Уголковый отражатель*), а на сов. КА «Марс» франц. приборы (по проекту *«Стерео»*) для исследования радиоизлучения Солнца. С использованием сов. ИСЗ типа «Молния», а позднее франко-западногерманского ИСЗ *«Симфония»* проводились экспериментальные передачи цветного ТВ из СССР во Францию и обратно. В 1980—82 в Центре подготовки космонавтов им. Ю. А. Гагарина проходили подготовку франц. космонавты П. Бодри и Жан Лу Кретьен, к-рый в 1982 работал в составе экипажа сов. орбит. станции «Салют-7». Сотрудничество Франции с США выразилось в запуске амер. РН франц. исследовательских ИСЗ «ФР» и «Эол», установке ряда франц. приборов на амер. КА, в частности спектрофотометра «Атлас» на орбит. станции «Скайлэб». Франция разработала систему «Аргос» для передачи информации от автоматич. наземных измерит. станций через амер. спутник «ТИРОС-Н». В сотрудничестве с ФРГ Франция создала два экспериментальных связных ИСЗ «Симфония» и разрабатывает ИСЗ непосредственного ТВ вещания «ТДФ» (запуск в 1986). В рамках Европейского космического агентства (а ранее — организаций ЕЛДО и ЕСРО) Франция участвует в создании РН и ИСЗ науч. и хозяйственно-прикладного назначения (*«Геос»*, *«Экзосат»*, *«Метеосат»*, *«ОТС»*, *«Маркс»*), а также обитаемого блока «Спейслэб». В своё время для западноевроп. РН *«Европа-1»* и «Европа-2» Франция разрабатывала вторые ступени. Современная западноевроп. РН *«Ариан»* использует первую и вторую ступени французского произ-ва. Франция создала свою сеть станций слежения с центром управления в Бретиньи. На терр. Франции сооружено большое число эксплуатационных и экспериментальных станций спутниковой связи. Франция изготовляет такие станции и на экспорт.

КОСМИ́ЧЕСКАЯ ПРОГРА́ММА ФРГ. Работами по исследованию и использованию космоса руководит Мин-во науч. исследований и техники и Аэрокосмич. научно-экспериментальный Центр ФРГ. Важную роль играют сеть НИИ им. М. Планка, Об-во по авиации и космонавтике, концерны «МББ» (MBB) и «ЭРНО» (ERNO). Ассигнования ФРГ на космос в 1983 — 328 млн. долларов. ФРГ ведёт работы по двусторонним программам (сотрудничество с США и Францией), а также по программам *Европейского космического агентства*. В сотрудничестве с США созданы иссл. ИСЗ *«Ацур»* и *«Аэрос»*, а также межпланетный КА *«Гелиос»* для исследования околосолнечного пространства. Все эти КА запущены амер. РН. На нек-рых амер. ИСЗ устанавливаются приборы западногерманских учёных. Западногерм. концерн «МББ» изготовляет ЖРД для амер. КА «Галилей». В сотрудничестве с Францией созданы экспериментальные связные ИСЗ «Симфония» и разрабатывается ИСЗ непосредственного ТВ вещания «ТВ-Сат», к-рый ФРГ предполагает продавать КНР. В рамках ЕСА (а ранее ЕЛДО и ЕСРО) ФРГ участвует в создании РН, ИСЗ науч. и хозяйственно-прикладного назначения, играет ведущую роль в создании обитаемого блока *«Спейслэб»*. Современная западноевроп. РН «Ариан» использует третью ступень (с водородно-кислородным ЖРД) западногерм. произ-ва. На терр. ФРГ сооружено большое число эксплуатац. и экспериментальных станций спутниковой связи. ФРГ создала свою сеть станций слежения с центром управления в Оберпфаффенхофене. Гражданин ФРГ У. Мербольд совершил полёт в составе экипажа МТКК «Спейс шаттл» в конце 1983.

КОСМИ́ЧЕСКАЯ ПРОГРА́ММА ЧССР. Орг-ции, участвующие в исследовании космич. пространства: н.-и. ин-ты Чехословацкой АН и Словацкой АН (Ин-т астрономии, Ин-т геофизики, Ин-т экспериментальной физики и т. д.), ф-ты и кафедры вузов, н.-и. и производств. предприятия пром-сти (напр., Н.-и. ин-т слаботочной техники «Тесла»), Мин-во связи, Мин-во здравоохранения и др. Деятельностью этих орг-ций руководит Комиссия по исследованию и использованию космич. пространства «Интеркосмос» при Чехословацкой АН.

Памятная медаль, посвящённая международному полёту по программе «Интеркосмос» (ЧССР)

В области физики космоса создан ряд оригинальных приборов (нек-рые из них разработаны совм. с СССР); получен ряд новых данных о физ. процессах в ионосфере, о распространении электромагнитных волн в атмосфере, что позволяет определить интегральные параметры ионосферной плазмы. Теоретически объяснено распространение ионоциклотронных волн, разработана теория ночного разогревания верхней атмосферы, создана её температурная модель. Были получены новые данные о радиационном поясе Земли, его структуре; установлена зависимость между земной магнитосферой и внеш. ионосферой. Проведён комплексный химико-минералогич. анализ лунного грунта, доставленного на Землю сов. КА; при этом определялся возраст и время воздействия на него разл. космич. процессов на поверхности Луны. Совм. с др. социалистич. странами разработан лазерный спутниковый дальномер для точного измерения расстояний до спутников (погрешность ок. ±0,5 м); изготовлен в ЧССР. Измерения при помощи лазерного радиолокатора включены во всемирную геодезич. программу измерений отдалённости континентов и т. д. В области космич. метеорологии решаются задачи улучшения использования метеоинформации (создаётся аппаратура для приёма и регистрации спутниковых данных, разрабатываются методы их первичной обработки и сравнения наземных и спутниковых наблюдений, а также методы т. н. четырёхмерного анализа, позволяющие включить спутниковую информацию в объективный математич. прогноз погоды). Исследования ведутся в двух направлениях. Во-первых, разрабатываются методы приёма, интерпретации и использования спутниковой информации, во-вторых, создаются технич. средства, необходимые для приёма и первичной обработки информации (наземная аппаратура для приёма данных с метеоспутников). Изготовлены спец. антенны для приёма сигналов с сов. метеорологич. ИСЗ «Метеор». Большое внимание уделяется облачным системам тёплого фронта. С синоптическо-климатологич. точки зрения изучены возможности улучшения прогноза погоды при помощи космич. фотографий. Выведены зависимости, связанные с распространением тёплого фронта над Европой. При исследовании облачного покрова, изображённого на ТВ спутниковых снимках, найдены статистич. зависимости, подтверждающие гипотезу о т. н. синоптич. переходах. Испытан метод частичного исправления ТВ снимков оптич. путём. Помимо непосредств. практич. использования данных со спутников разработано неск. теоретич. моделей. Конечный результат испытания этих моделей — улучшение использования спутниковой информации в математич. моделировании и прогнозе погоды. В области космич. связи создана система и аппаратура спутниковой связи для земной станции «Интерспутник» (1974), исследуются возможности использования высокочастотных диапазонов волн (св. 10 ГГц) для всех видов связи через ИСЗ, решается проблема использования новых методов модуляции для космич. связи. Разработана установка каналов звукового сопровождения при передаче ТВ программ, позволяющая повысить пропускную способность системы спутников связи. Создана методика расчётов взаимных помех, к-рая была проверена на практике при стр-ве земных станций. Проводятся работы по рассмотрению теоретич. вопросов создания систем непосредств. ТВ с помощью ИСЗ. В рамках постоянно действующей рабочей группы социалистич. стран по космич. связи разработан частотный план для систем ТВ спутника в диапазоне 12 ГГц и составлен первый проект плана для социалистич. стран. Для проверки принципов этого нового способа будут, в частности, служить приёмные станции 2-го класса, в конструировании и произ-ве прототипов к-рых ЧССР будет участвовать по программе «Интеркосмос». С 1974 ЧССР участвует в исследованиях, проводимых на биол. ИСЗ, а также в конструировании приборов для этих ИСЗ. В ЧССР был разработан и изготовлен прибор (оксиметр) для измерения давления кислорода в тканях космонавтов. Эти измерения имеют важное значение для создания оптим. состава атмосферы в КК. Изучается влияние моделирующих стрессовых факторов космич. полёта на изменения нуклеиновых кислот, гормонов, ферментов, жиров и др. биохим. показателей. В сотрудничестве с СССР изучаются вопросы физиологич. воздействия гипокинезии. В области космич. радиобиологии исследуются в первую очередь показатели индивидуальной чувствительности при воздействии однократных высоких доз ионизирующего облучения и их зависимость от дневных ритмов. Проводились работы по исследованию биол. последствий длит. облучения, к-рое лучше имитирует условия космич. облучения, чем высокие однократные дозы. С целью решения нек-рых задач, связанных с использованием аэрокосмич. техники для изучения природных ресурсов Земли, разрабатывается науч. методика использования аэрокосмич. снимков для изучения морфологич. структур, водных

источников и их тематич. картографирования и т. д. В ЧССР созданы два научно-испытат. полигона, на к-рых начаты нек-рые рельефные измерения (в частности, на них выполнены первые спектрометрич. измерения).

Науч. приборы и аппаратура чехословацкого произ-ва находились на борту всех ИСЗ «Интеркосмос» (за исключением «Интеркосмос-Коперник-500» и «Интеркосмос-Болгария-1300»), всех ракет «Вертикаль», на ИСЗ «Космос-261, -321, -348, -381, -690, -782, -900, -936», КА «Прогноз-5, -6, -7, -8»; создан ИСЗ «Магион», отделённый от ИСЗ «Интеркосмос-18» в полёте. Для вывода на орбиту использовалась сов. РН. Науч. и производств. орг-ции ЧССР участвовали в создании приборов для проведения научно-технич. экспериментов и исследований на орбит. станции «Салют-6»; осуществлён пилотируемый полёт по программе «Интеркосмос» (космонавт В. *Ремек*, 1978).

КОСМИ́ЧЕСКАЯ ПРОГРА́ММА ЯПО́НИИ. Япония — четвёртая страна (после СССР, США и Франции), к-рая вывела на орбиту ИСЗ с помощью РН собственного произ-ва. Работами по исследованию и использованию космоса руководят Мин-во связи, Нац. управление по космич. исследованиям (НАСДА) и Ин-т исследований в обл. космоса и аэронавтики Токийского ун-та. Ассигнования Японии на космос в 1983 — 577 млн. долларов — превышали ассигнования всех капиталистич. стран, кроме США. Япония ведёт работы только по нац. программе, однако широко использует амер. космич. технику путём закупок, изготовления по лицензиям и привлечения по контрактам амер. фирм к изготовлению ИСЗ хозяйственно-прикладного назначения. На орбиту выведено большое число научных и экспериментальных ИСЗ япон. произ-ва, а также метеорологич. ИСЗ «*Химавари*» и экспериментальные связные ИСЗ «*Сакура*» и «*Юри*», созданные в США по заказу Японии (см. *Японские искусственные спутники Земли*). Япония самостоятельно разработала неск. моделей высотных ракет, а также РН «*Ламбда-4С*» и «*Ми*». Япон. РН «*Н-1*» (созданы на базе американского РН «Тор-Дельта») служат для запуска ИСЗ японского производства. ИСЗ, изготовленные для Японии в США, запускаются американской РН «Торад-Дельта».

В 1978 НАСДА представило в правительство 15-летний (1978—92) план работ в области исследования и использования космоса, предусматривающий создание ряда науч. ИСЗ, ИСЗ для япон. региональной спутниковой системы связи, метеорологич. ИСЗ и ИСЗ для исследования природных ресурсов суши и моря, КА «Планета-А» для исследований кометы Галлея (запуск в 1985); создание к 1985 РН «Эйч-1» (с кислородно-водородной ступенью), способной вывести на геоцентрическую орбиту 5 т полезного груза; подготовку с помощью США японских космонавтов, с тем чтобы первый из них совершил полёт на американском МТКК «Спейс шаттл» в середине 1980-х гг.

Япония располагает двумя космодромами *Утиноура* и *Танегасима*, большим числом эксплуатац. и экспериментальных станций спутниковой связи, станцией для приёма информации от амер. ИСЗ «Лэндсат» и станциями для приёма информации от американских и японских метеоспутников.

КОСМИ́ЧЕСКАЯ ПСИХОЛО́ГИЯ — раздел психологии, изучающий воздействие специфич. условий и факторов космич. полёта на психологич. аспекты деятельности космонавтов. Осн. содержание К. п. составляют экспериментально-психологич. исследования, связанные с отбором и подготовкой космонавтов, повышением эффективности их деятельности. К. п. вырабатывает рекомендации по оптимальным режимам физ. и умств. труда, а также для отдыха космонавтов. Она тесно связана с *инженерной психологией*. Деятельность космонавта обладает рядом особенностей: практич. непрерывностью; жёстко регламентированным порядком работы; строгим ограничением времени, отводимого на рабочие операции; опосредствованным характером оценки полезных результатов работы (определяемым «включением» автоматич. устройств и приборов в интеллектуальные и исполнит. процессы); факторами, обусловленными специфич. воздействием космич. полёта (невесомость, перегрузки и др.); фактором «новизны», связанным с большой эмоцион. нагрузкой, нервным и умственным напряжением. Эти и нек-рые др. факторы космич. полёта приводят к появлению новых взаимоотношений между сигнальной (воспринимаемой) информацией и оперативной деятельностью, что ведёт к возникновению состояний напряжения, преодоление к-рых требует значит. психич. и мышечно-тонич. адаптации. Таковы, напр., нарушения спонтанной деятельности анализаторов (сложные анатомо-физиол. системы, обеспечивающие восприятие и анализ всех раздражителей, действующих на животных и человека) в условиях невесомости. Эти нарушения вызывают у отд. лиц пространств. дезориентацию вплоть до полного нарушения правильного восприятия внеш. мира и т. н. «схемы тела» — отражения в сознании свойств и способов функционирования как отд. частей и органов тела, так и всего тела. Опыт показывает, что только спец. методами тренировки можно выработать и закрепить новую функциональную схему анализаторов, при к-рой достигается адаптация к условиям космич. полёта. К. п. изучает также факторы, вызывающие психологич. стресс (напряжённость): ограничение объёма помещения («синдром изоляции») и связанную с ним *гипокинезию*, ограничение сенсорной (сигнальной) информации, монотонность и др. (см. также *Космическая медицина*).

К. п. разрабатывает спец. экспериментально-психологич. методики, направленные на обнаружение и мобилизацию функциональных возможностей организма и адаптацию к разнообразным факторам космич. полёта. При отборе космонавтов немалое значение отводится психич. симптомокомплексу, выражаемому обычно понятиями мнительности, внушаемости; так, в систему психологич. подготовки космонавтов входят мероприятия, направленные на преодоление или ослабление состояния тревожного ожидания, неуверенности, беспокойства за благополучный исход.

Особое значение в К. п. приобретают вопросы взаимодействия космонавтов, коллективной организации их труда и отдыха, проблемы прогноза эффективности, деятельности экипажа, а также проблемы взаимоотношений и общения членов коллектива, психологич. совместимости, формирования группового настроения и т. п. Быстрое развитие К. п. содействует прикладным исследованиям во мн. др. отраслях психологии, в частности исследованиям мобилизации психофизиологич. возможностей человека-оператора, условия профессион. деятельности к-рого во мн. случаях приближаются к условиям космич. полёта.

Ф. Д. Горбов, Г. Л. Смолян.

КОСМИ́ЧЕСКАЯ РАКЕ́ТА — предназначена для запуска автоматических или пилотируемых аппаратов в космическое пространство, на орбиты ИСЗ и к др. небесным телам. Совр. К. р.— многоступенчатая ракета (РН), несущая полезный груз (КО); в случае дальних полётов обычно выводится на орбиту ИСЗ с последующим стартом с этой орбиты. См. *Космический аппарат*.

КОСМИ́ЧЕСКАЯ СВЯЗЬ — передача информации между *земными станциями* (ЗС) и КА; между ЗС через расположенные в космосе КА (см. *Спутниковая связь*); между несколькими КА. В К. с. широко используются системы связи самого разл. назначения: для передачи телеметрич., телефонной, телеграфной, фототелеграфной, ТВ и прочей информации; для передачи команд и управления КА; для проведения траекторных измерений. Наиболее широко в системах К. с. используется радиосвязь. Осн. особенности систем К. с., отличающие их от наземных: непрерывное (часто весьма быстрое) изменение положения КА; необходимость знания текущих координат КА и наведения приёмных и передающих антенн земного пункта связи на заданный КА; непрерывное изменение частоты принимаемых сигналов из-за *Доплера эффекта*, ограниченные и изменяющиеся во времени *зоны видимости* КА, огранич. мощность бортовых радиопередатчиков КА; работа с очень малыми уровнями принимаемых радиосигналов. Всё это требует создания для К. с. спец. комплексов сложной аппаратуры, включающих наводящиеся антенны (часто больших размеров), приёмные устройства с малым уровнем собств. шумов, высокоэффективные системы обнаружения, выделения и регистрации радиосигналов. Необходимость знания текущего положения КА требует периодич. измерения его координат и вычисления параметров его траектории. Т. о., система К. с. существует, как правило, при совместном действии измерит. средств (система траекторных измерений), вычислит. центра и комплекса управления КА. Для радиоканалов К. с. в зависимости от их направления и назначения применяются разл. *диапазоны радиочастот*. Их распределение и порядок использования определяются *регламентом радиосвязи*.

Связь Земля — КА. Связь между ЗС и КА предназначается для обеспечения передачи разл. видов информации. Для связи с межпланетными КА характерны крайне малые уровни принимаемых радиосигналов и большое время взаимной видимости, поскольку изменение направления ЗС — КА определяется в осн. скоростью суточного вращения Земли. Для связи с орбит. КК и станциями характерны большая скорость изменения направления связи, малое время взаимной видимости, относительно небольшие дальности и соответственно достаточно большие уровни радиосигналов.

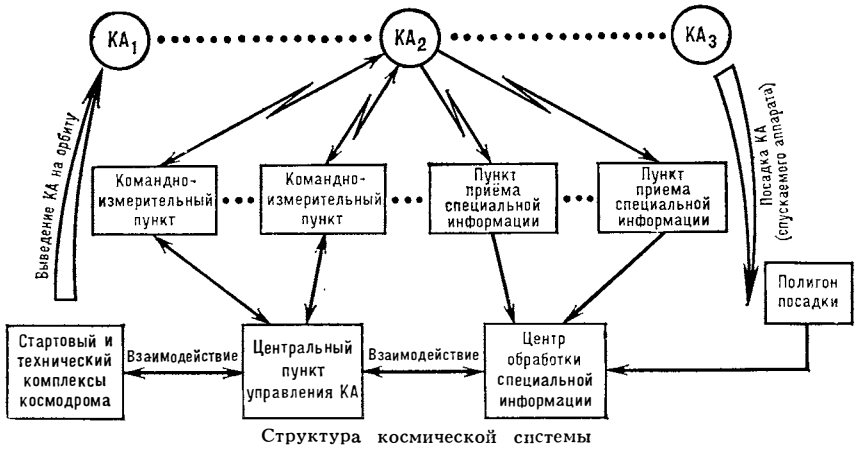
Линии Земля — борт КА (З — Б) и борт КА — Земля (Б — З) несут разную информац. нагрузку и имеют разл. *энергетический потенциал*. Линия З — Б обеспечивает передачу на КА сигналов

команд управления, траекторных измерений, телефонную, телеграфную и ТВ связь с космонавтами. Линия Б — З, как правило, имеет значительно более низкий энергетич. потенциал, т. к. мощность передатчика КА (обычно единицы — десятки Вт) ниже мощности передатчика ЗС (единицы — десятки кВт) в линии З — Б. Однако осн. поток информации идёт именно по линии Б — З. Это вынуждает применять на ЗС для приёма информации с КА антенны с весьма большой эффективной площадью (десятки м²), а в случае приёма информации с межпланетных КА (поскольку мощность принимаемого сигнала уменьшается пропорционально квадрату расстояния) необходимы эффективные площади в сотни и тысячи м². Эффективные площади 2—5 тыс. м² достигаются только в уникальных дорогостоящих антенных системах. Посредством таких антенных систем может быть обеспечена телефонная связь на межпланетных расстояниях. Начало радиосвязи с человеком в космосе было положено 12.4.1961, когда космонавт Ю. А. Гагарин впервые в истории человечества облетел Землю на КК и во время полёта поддерживал устойчивую двустороннюю связь с Землёй на метровых и декаметровых волнах. В последующих полётах КК «Восток» и «Восход» радиосвязь с Землёй совершенствовалась и была с успехом опробована между КК в групповых полётах. Во время полёта КК «Восток» и «Восток-2» в 1961 впервые из космоса на Землю передавались ТВ изображения космонавтов Ю. А. Гагарина и Г. С. Титова. При передаче ТВ изображения для сужения спектра частот число кадров уменьшено до 10 в 1 с. В дальнейшем стали применять системы с обычным стандартом (см. *Космическое телевидение*).

Наибольшая дальность двусторонней радиосвязи достигнута при полётах КА к планетам. Напр., при полётах к Марсу дальность связи между ЗС и КА достигала 350 млн. км, к Юпитеру — 800—900 млн. км, к Сатурну — превысила 1,2 млрд. км. В 1983 радиосвязь с КА «Пионер-10» поддерживалась на расстоянии св. 4,5 млрд. км. С целью обеспечения таких дальних связей на межпланетных КА обычно используется направленная на Землю антенна.

Спутниковая связь. Обычно связь на большие расстояния обеспечивается по радиорелейным линиям прямой видимости, состоящим из двух оконечных и ряда промежуточных пунктов-ретрансляторов, отстоящих друг от друга на расстояние прямой видимости (50—70 км). При установке ретранслятора на борту *связного искусственного спутника Земли* с высокой орбитой можно осуществить связь между двумя пунктами, удалёнными друг от друга на тысячи км. В зависимости от характера обработки сигнала на ИСЗ ретрансляция может быть пассивной, активной и квазипассивной. В первом случае ИСЗ осуществляет передачу электромагнитных колебаний путём их отражения без преобразования и изменения структуры. Достоинства пассивной ретрансляции — предельная простота ИСЗ, высокая надёжность, отсутствие взаимных помех между сигналами ЗС и, как следствие этого, неограниченная пропускная способность *ретранслятора пассивного*. Недостатки — низкие энергетич. показатели, обусловленные большими потерями при распространении радиоволн и заставляющие применять на Земле чрезвычайно сложные и громоздкие антенные сооружения, мощные передатчики и чувствит. приёмники. При активной ретрансляции (см. *Ретранслятор активный*) потери при распространении радиоволн компенсируются земной аппаратурой и ИСЗ, к-рый в этом случае осуществляет приём, усиление и при необходимости обработку (изменение структуры) сигнала перед излучением в сторону Земли. Усложнение ИСЗ позволяет существенно снизить требования к энергетич. показателям ЗС, но при этом уменьшается надёжность системы за счёт появления дополнит. звена — бортового комплекса. Активные ретрансляторы имеют ограниченный частотный диапазон и, следовательно, могут применяться для передачи лишь определ. числа сигналов. Однако возможность улучшения энергетич. показателей вполне окупает отмеченные недостатки. Квазипассивная ретрансляция характеризуется наличием минимальной и гл. обр. пассивной аппаратуры на ИСЗ, осуществляющей нек-рое усиление сигналов при ретрансляции за счёт концентрации энергии в требуемом направлении. Наибольшее распространение имеют системы спутниковой связи с активными ретрансляторами, к-рые обеспечивают одновремен. передачу сообщений по неск. (до десятка) ТВ или неск. тысячам телефонных каналов. Для экономичности связи применяют многоканальные линии радиосвязи, что приводит к необходимости увеличения полосы пропускания частот в спутниковой линии. Широкая полоса требуется также для ретрансляции ТВ сигналов. С расширением полосы пропускания растёт опасность искажения сообщений *помехами радиоприёму*. Поэтому приём сообщений с допустимыми искажениями — важнейшая задача, решаемая увеличением мощности радиосигналов, выбором частот связи, уменьшением уровня шумов радиоприёмников, применением эффективного *кодирования*, выбором типа модуляции, способа приёма и обработки радиосигналов при малом отношении сигнал/помеха и т. д. Напр., частоты радиосигналов выбирают в пределах от 1 до 10 ГГц (ИСЗ типа «Горизонт», «Радуга», «Интелсат»), т. к. на более низких частотах резко возрастают помехи от *шумов космоса*, а на более высоких — от *шумов атмосферы*; в первых каскадах усилителей радиоприёмников ЗС используют малошумящие *квантовые усилители* (мазеры) и *параметрические усилители* (неохлаждаемые или охлаждаемые жидким азотом, гелием).

Связь между КА. Связь между КА может осуществляться для обмена информацией между экипажами КА (КК, орбит. станции), одновременно находящихся в космосе, и между экипажами КА и космонавтами, находящимися в открытом космич. пространстве. Кроме того, связь может осуществляться между двумя КА с целью ретрансляции сигналов, измерения положения, навигации, управления движением и сближения. Особенности связи между КА следующие. Как правило, связь обеспечивается между взаимодействующими КА на сравнительно небольших расстояниях, напр. между КК «Восток-3» и «Восток-4», «Восток-5» и «Восток-6», «Джемини-6» и «Джемини-7», «Союз-19» и «Аполлон» и др. Связь между КА может осуществляться и через ИСЗ-ретранслятор. Из-за трудности взаимной ориентации антенн КА предпочтительна ненаправленная связь. Отсутствие воздействия атмосферы, а при высоких орбитах и ионосферы обеспечивает более свободный выбор диапазона радиочастот и использование средств *оптической связи*. При выборе диапазона частот и организации связи между ИСЗ необходимо учитывать возможность появления помех от мощных наземных передатчиков. Системы К. с. усложняются при высадке космич. экспедиций на Луну или др. небесные тела, т. е. требуется поддерживать связь экспедиций с КК, остающимися на планетоцентрич. орбите, и (через КК или непосредственно) с Землёй. В этом случае объединяются все особенности связи между ИСЗ и ЗС, а также между дальними КА и ЗС. *Ю. К. Ходарев.*



Структура космической системы

КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА — совокупность согласованно действующих и взаимосвязанных технических средств *космического комплекса* и *наземного специального комплекса* (аппаратура приёма и передачи информации), предназначенная для решения целевых задач. В состав К. с. могут входить неск. космич. комплексов. Принципы функционирования, состав и структура конкретной К. с. определяются решаемыми целевыми задачами и способом доставки информации. Применяются два способа доставки информации из космоса: передача её по радиоканалам связи с регистрацией на наземных пунктах приёма спец. информации (ППСИ) и сброс информации в спец. капсулах (спускаемых аппаратах) на полигоны посадки. В обоих случаях информация для полной обработки доставляется в центр обработки спец. ин-

формации (ЦОСИ). С освоением широкополосных систем передачи информации в направлениях КА — ППСИ и КА — ИСЗ-ретранслятор — ЦОСИ получены возможности создания К. с., в к-рых информация доставляется потребителю без задержки, практически в реальном масштабе времени.

К. с. для изучения природных ресурсов, метеорологич. и др. получают необходимую информацию с помощью устанавливаемой на КА спец. радиометрич., локац. и оптич. аппаратуры с чувствит. элементами, работающими в разл. диапазонах электромагнитного и теплового излучения. Объём и частота съёма информации определяются программой, закладываемой на борт КА. Взаимодействие всех элементов К. с. осуществляется через центральный пункт управления (ЦПУ) АСУ, к-рый определяет программу управления КА на основе оперативной оценки состояния каждого КА, знания их взаимного положения и движения в пространстве, учёта степени решения целевой задачи. ЦПУ работает в тесном взаимодействии с ЦОСИ, центральными узлами связи (для связных систем) или контрольными пунктами пользователей (для навигац. систем) и т. п. Структура К. с. приведена на рис.

В. Н. Медведев, И. В. Мещеряков.

КОСМИ́ЧЕСКАЯ СЛУ́ЖБА РАДИОСВЯ́ЗИ — на основании терминологии, принятой Чрезвычайной административной радиоконференцией Междунар. союза электросвязи (Женева, 1963), определяется как служба радиосвязи между земными и космическими станциями; между космическими станциями; между земными станциями, когда сигналы ретранслируются космическими станциями или передаются посредством отражения от объектов, находящихся в космосе, исключая отражения или рассеяния ионосферой или в пределах атмосферы.

«КОСМИ́ЧЕСКАЯ СТРЕЛА́» — см. *«Космос-149»*.

КОСМИ́ЧЕСКАЯ СЪЁМКА — съёмка Земли, небесных тел, туманностей и различных космических явлений, выполняемая приборами, находящимися за пределами земной атмосферы. Снимки земной поверхности, полученные путём К. с., отличаются тем, что при целостном (и более объективном, чем на картах) характере изображения местности они охватывают огромные площади (на одном снимке от десятков тысяч км² до почти половины земного шара). Это позволяет изучать по космич. снимкам осн. структурные, региональные, зональные и глобальные особенности атмосферы, литосферы, гидросферы, биосферы и ландшафты нашей планеты в целом. При К. с. возможна повторная съёмка местности в течение одного и того же полёта, т. е. через краткие промежутки времени, что позволяет изучать динамику как природных явлений, периодических (суточных, сезонных и др.) и эпизодических (извержения вулканов, лесные пожары и др.), так и разл. проявлений хозяйств. деятельности (уборка урожая, заполнение водохранилищ и др.). К. с. даёт основу для разработки комплексных мероприятий по борьбе с загрязнением воздуха, суши и морей.

Первые снимки из космоса были сделаны с ракет в 1946, с *искусственных спутников Земли* — в 1960, с КК — в 1961 (Г. С. Титовым). К. с. вначале ограничивалась фотографированием в видимом диапазоне спектра электромагнитных волн с непосредственной доставкой снимков на Землю (преимущественно в контейнерах с парашютом). Наряду с чёрно-белой и цветной фото- и телесъёмкой применяются инфратепловая, микроволновая, радарная, спектрометрич. и др. фотоэлектронные съёмки. Съёмочная аппаратура принципиально та же, что и при аэросъёмке (см. *Кинофотооборудование* космического аппарата). Методами К. с. нашей планеты являются: съёмки с выс. 150—300 км с недолговременных КА и возвращением экспонированных плёнок и регистрограмм на Землю; съёмки с выс. 300—950 км с долговременных КА (на орбитах, при к-рых спутник находится как бы постоянно над освещённой стороной Земли) и передачей изображений на Землю с помощью радиотелевизионных систем (см. *Фототелевизионная система*); съёмки с выс. ~ 36 тыс. км, с т. н. стационарных спутников с доставкой фотоинформации на Землю путём применения тех же систем; съёмки с межпланетных КА на последовательно увеличивающихся высотах (напр., КА *«Зонд»* на выс. 60 и 90 тыс. км и т. д.); съёмки Земли с поверхности Луны и ближайших планет, автоматически выполняемые доставленной туда регистрирующей фотоэлектронной и передающей радиотелевизионной аппаратурой; съёмки с КК и орбит. станций. Ср. масштабы космич. снимков 1 : 1 000 000 — 1 : 10 000 000. Детальность изображения земной поверхности на снимках из космоса довольно значительна. Напр., при рассматривании с 10-кратным увеличением фотографий масштаба 1 : 1 500 000, полученных с борта «Салюта», на открытой местности видны осн. гидрографич. и дорожная сеть, контуры полей, селения ср. размеров и все города с их квартальной планировкой. Совр. области использования К. с.: метеорология (изучение облачности, снежного покрова и др.), океанология (течений, дна мелководий и др.), геология и геоморфология (в особенности образований большой протяжённости), исследования ледников, болот, пустынь, лесов, учёт культурных земель, природно-хозяйств. районирование территорий, создание и обновление мелкомасштабных тематич. и общегеографич. карт. С целью повышения эффективности практич. применения К. с. для изучения, освоения и охраны географич. среды и естеств. ресурсов Земли используется т. н. многоканальная съёмка (одновременно в нескольких спектральных диапазонах). Это увеличивает разнообразие и объём получаемой информации и обеспечивает возможность её автоматич. обработки (примером такой съёмки является эксперимент *«Радуга»*). См. также ст. *Космическое землеведение* и *Мониторинг космический*.

КОСМИ́ЧЕСКАЯ ФИЗИОЛО́ГИЯ — раздел космической биологии и медицины, изучающий основные процессы жизнедеятельности и функционирования физиологических систем организма в условиях воздействия на организм всей совокупности факторов космического полёта. К их числу относятся перегрузки, вибрации, шумы, связанные со стартом, активным участком полёта КК и его спуском, а также состояние *невесомости*, действие *космических лучей*, изменения сложившихся в земных условиях суточных, сезонных и иных биол. ритмов и др. Закономерности, устанавливаемые исследованиями по К. ф., служат основой для биол. и мед. прогнозирования, в т. ч. для разработки оптимального режима труда и отдыха, сна, питания и быта космонавтов. К. ф. изыскивает также пути и средства повышения и поддержания устойчивости организма в условиях космич. полёта. Данные К. ф. учитываются не только при *отборе и подготовке космонавтов* и разработке системы их тренировки, но и для решения нек-рых проблем физиологии организма в обычных (земных) условиях.

КОСМИ́ЧЕСКАЯ Э́РА. Начало К. э. в истории человечества положено запуском в СССР 4.10.1957 первого в мире ИСЗ. Начало отсчёта К. э. подтверждено постановлением конгресса *Международной астронавтической федерации* в сент. 1967 в Белграде.

«КОСМИ́ЧЕСКИЕ ИССЛЕ́ДОВАНИЯ» — научный журнал АН СССР, издаваемый в Москве. Осн. в авг. 1963 на базе непериодич. сборника «Искусственные спутники Земли» (всего 17 выпусков); периодичность 6 номеров в год. В журнале публикуются оригинальные исследования по динамике полёта КА, исследования в области космич. физики и астрономии, в т. ч. теоретич. работы, описания приборов для космич. исследований и конструкций КА, исследования в области космич. биологии и медицины. Публикуются также обзоры по осн. проблемам космич. исследований и хроника. Тираж (1981) ок. 2200 экз. Переиздаётся на англ. языке в США.

КОСМИ́ЧЕСКИЕ ЛУЧИ́ — потоки стабильных частиц, приходящих на Землю из космоса (первичное излучение), а также излучение (вторичное), возникающее при их взаимодействии с атмосферой. Наблюдения, приведшие к открытию К. л., относятся к 1909—14. Первичные К. л. регистрируются на высотах св. 30 км, вторичные — на поверхности Земли. Первичные К. л. состоят преимущественно из протонов (90%) и ядер гелия (α-частиц, ~ 7%); ядер более тяжёлых элементов в них содержится ~ 1%. Хим. состав К. л. прибл. совпадает с распространённостью элементов во Вселенной (однако Li, Be и B в К. л. примерно в 10^5 раз больше, чем их содержится в среднем во Вселенной). Ок. 1% в К. л. составляют электроны и позитроны, на долю γ-квантов приходится ~ 0,01%. К. л. в основном содержат частицы с энергией от 10^4 до 10^{12} эВ, но встречаются частицы с энергией до 10^{21} эВ. Долгое время, пока не были построены ускорители для получения заряж. частиц с энергией в неск. ГэВ и более, К. л. служили физикам единств. инструментом для изучения взаимодействия частиц высоких энергий.

По происхождению К. л. можно разделить на галактические и солнечные. Происхождение галактич. К. л. связывают с ускорением частиц при вспышках сверхновых звёзд. Вариации интенсивности галактич. К. л., наблюдаемые на Земле и на КА, объясняются изменением свойств *межпланетного пространства* в процессе *солнечной активности*. В периоды солнечной активности усиливается межпланетное магнитное поле, изменяющее траекторию частиц К. л. Галактич. К. л. испытывают 11-летние, 27-дневные и более быстрые вариации, а также понижения интенсивности (*Форбуша эффект*), связанные с *магнитными бурями*. Подобные вариации связаны с 11-летним циклом солнечной активности, отличиями в активности разл. областей Солнца, модуляцией условий в космич. пространстве с периодом, равным периоду вращения Солнца вокруг своей оси (для

земного наблюдателя 27 дней). После хромосферных вспышек (см. *Солнечная вспышка*), во время геомагнитных бурь, когда на орбиту Земли приходит ударная волна, вызванная этими вспышками, наблюдаются понижения интенсивности галактич. К. л., достигающие 10%.

Солнечные К. л. генерируются во время нек-рых хромосферных вспышек. Энергетич. спектр протонов и ядер солнечных К. л.— от 10^6 до 10^{10} эВ. В солнечных К. л. регистрировались электроны с энергией от 10^4 до 10^8 эВ. После хромосферных вспышек на вост. половине видимого диска Солнца осн. масса К. л. приходит на Землю вместе с ударной волной через 1—3 сут после вспышки. Если вспышка наблюдалась на зап. половине видимого диска Солнца, то частицы достигают Земли, двигаясь по силовым линиям межпланетного магнитного поля (см. в ст. *Космические магнитные поля*), соединяющим Землю и Солнце, и достигают орбиты Земли за время от 10 мин до неск. ч, в зависимости от энергии частиц; через 1—3 сут во время прихода ударной волны может наблюдаться новое возрастание интенсивности солнечных К. л. со значительно более мягким спектром, чем сразу после хромосферной вспышки. Поток солнечных К. л. с энергией 10^9 эВ после сильных вспышек может более чем в 10^3 раз превышать поток галактич. К. л. вблизи орбиты Земли.

Помимо резкого усиления потока солнечных К. л., связанных с хромосферными вспышками, иногда наблюдается повторяющееся возрастание потока солнечных К. л. в течение неск. оборотов Солнца вокруг своей оси. Механизм такого испускания солнечных К. л. пока не ясен. Солнечные К. л. могут представлять опасность для нек-рых элементов конструкции и экипажа КА, поэтому разработка методов прогнозирования появления этих лучей приобрела важное значение. Кроме того, солнечные К. л. могут вызывать нарушение радиосвязи в области полярной шапки. Изучение солнечных К. л. позволяет уточнить механизм солнечных хромосферных вспышек, а также даёт информацию о свойствах космич. пространства. Из анализа образцов лунного грунта и метеоритов следует, что интенсивность первичных К. л. сохраняется примерно постоянной уже $\sim 10^9$ лет.

В СССР исследования К. л. проводятся на КА, шарах-зондах, запускаемых в верхние слои атмосферы, станциях К. л., ионосферных станциях, располож. в области полярной шапки.

С. И. Кузнецов, В. Г. Столповский.

КОСМИ́ЧЕСКИЕ МАГНИ́ТНЫЕ ПОЛЯ́ — магнитные поля, существующие в космическом пространстве. В Солнечной системе собств. магнитным полем обладают Солнце и нек-рые планеты (см. *Магнитное поле планеты*).

Многолетние наблюдения эффекта Зеемана (расщепление спектральной линии в магнитном поле) в фотосфере Солнца указывают на 3 типа солнечных магнитных полей: общее слабое поле (наблюдается в высоких гелиографич. широтах), напряжённость к-рого не превосходит 50—250 А/м; биполярные магнитные области, связанные, как правило, с *солнечными пятнами*, напряжённость магнитных полей к-рых достигает 200—300 кА/м; сравнительно слабые магнитные области в низких широтах, имеющие поля напряжённостью порядка неск. сотен А/м. Межпланетные магнитные поля имеют солнечное происхождение. Истечение высокопроводящей плазмы *солнечного ветра* вытягивает силовые линии магнитного поля Солнца, вынося их в межпланетное пространство. Многочисл. измерения при помощи магнитометров, установленных на ряде КА, позволили определить значение и направление ср. (невозмущённого) межпланетного поля, а также изучать тонкую структуру и пространственно-временные вариации в возмущённые периоды (усиление *солнечной активности*). Напряжённость ср. поля в спокойные периоды равна 4 мА/м на расстоянии 1 а. е. от Солнца, а направление поля составляет угол 45—50° с линией Солнце — Земля. Силовые линии имеют форму спиралей Архимеда, что обусловлено собств. вращением Солнца вокруг своей оси. Энергия магнитного поля прибл. равна тепловой энергии плазмы и значительно меньше кинетич. энергии сверхзвукового потока солнечного ветра, поэтому поведение межпланетного поля определяется динамикой плазмы солнечного ветра. Измерения вектора магнитного поля на расстоянии в 1 а. е. от Солнца обнаружили секторную структуру с чередующимися направлениями магнитного поля в соседних секторах. Измерения корреляции ср. фотосферных полей и межпланетного поля в разные периоды 11-летнего цикла солнечной активности показали, что секторная структура обусловлена структурой магнитных полей активных областей. Внутри сектора К. м. п. имеет волокнистую структуру; ширина волокна по измерениям временно́го поведения низкоэнергичных солнечных протонов (1—5 МэВ) составляет 1—3 млн. км. Волокна могут скользить вдоль своих контактных поверхностей и даже переплетаться, образуя турбулентные пульсации напряжённости поля. Взаимное проникновение магнитных волокон исключено в силу наличия разрывов между ними. Тангенциальные и вращат. разрывы, характеризующиеся равенством полных давлений на границе разрыва, измерены как в спокойном, так и в возмущённом солнечном ветре. После *солнечных вспышек* в солнечном ветре наблюдаются значит. возмущения (ударные волны). Ударная волна «ломает» межпланетное магнитное поле и формирует новую пространственно-временну́ю конфигурацию поля. Как правило, напряжённость за фронтом волны возрастает в 2—3 раза; через 5—10 ч вектор поля испытывает значит. вариации. Известны случаи, когда напряжённость, равная 2—4 мА/м перед ударной волной, достигла значения 320 мА/м за фронтом волны.

Напряжённость магнитного поля Галактики оценивается в пределах 10—100 мА/м. Наличие галактич. поля следует из данных неск. независимых наблюдений. Идея о существовании поля в межзвёздном пространстве, высказанная Х. Альфвеном (1937), была обоснована Э. Ферми при интерпретации изотропии галактич. *космических лучей*. Последующие измерения и объяснение нетеплового радиоизлучения и поляризации света звёзд, а также интерпретация вытянутых форм туманностей позволили изучать распределение магнитного поля вблизи галактич. диска и в спиральных рукавах, а также в межзвёздном пространстве. Измерение магнитного поля в рукавах Галактики осуществляется по эффекту Зеемана в линии излучения нейтрального водорода на волне 21 см. Эффект Зеемана и радиоизлучение не дают сведений о структуре поля, о направлении силовых линий. Измерения поляризации света звёзд показывают, что плоскость поляризации обычно совпадает с направлением галактич. экватора, а поле направлено вдоль спиральных ветвей или сходных с ними образований, т. е. фактически вдоль рукава. Межзвёздное магнитное поле в 2—3 раза слабее, чем поле в рукавах. Галактич. поле можно условно разделить на регулярную компоненту (в рукавах) и турбулентную (в межзвёздном пространстве). Вопрос о происхождении галактич. поля остаётся открытым. Собств. магнитные поля галактич. объектов усиленно изучаются. Были измерены магнитные поля быстро вращающихся звёзд класса А с конвективным ядром. Магнитные поля звёзд в большинстве случаев переменны и в нек-рых случаях очень сильны — напряжённость может достигать 1000 кА/м. Установлено, что собств. магнитные поля — общее свойство звёзд определ. категории.

Наблюдения компактных радиоисточников, радиогалактик и *квазаров* показывают, что все эти метагалактич. образования должны обладать магнитным полем, напряжённость к-рого оценивается в пределах 1—100 кА/м. Общее магнитное поле Метагалактики предполагается существующим, однако прямых измерений не имеется.

Ю. М. Николаев.

КОСМИ́ЧЕСКИЕ МИКРОБИОЛО́ГИЯ И ИММУНОЛО́ГИЯ — разделы соответствующих наук, изучающие воздействие факторов космического полёта (ФКП) на живые организмы. Микробиология космическая (МК) исследует влияние ФКП на жизнедеятельность микроорганизмов, что необходимо для решения общебиол., а также ряда технич. и мед. вопросов.

Микроорганизмы являются хорошей биол. моделью для изучения хромосомного аппарата живой клетки и обусловливаемого им течения разл. биохим. процессов. С помощью микроорганизмов удалось установить, что ФКП не могут быть отнесены к сильнодействующим, поскольку во время космич. полётов у микроорганизмов не было отмечено нарушений в обмене веществ и выживаемости. Одним из направлений МК является изучение проблемы «биодеградации» материалов. Последняя связана с тем, что микроорганизмы, к-рые постоянно находятся в организме человека, попадая в кабину КК или орбит. станции, способны размножаться и вызывать порчу нек-рых материалов кабины. Важной мед. проблемой, решаемой МК, является предотвращение заболеваний космонавтов, причиной к-рых могут быть представители аутоамикрофлоры человека. Возможность таких заболеваний связана с тем, что в полёте у космонавтов наблюдается увеличение общего числа микроорганизмов на коже, в верхних дыхат. путях, а также в кишечнике. В значит. степени возрастает уд. вес микроорганизмов, обладающих патогенными свойствами, а также таких, как, напр., стафилококки, гемолитич. стрептококки. Предполагается, что заболевания членов экипажей могут протекать по типу *аутоинфекции* и перекрёстной инфекции. Последнее связано с т. н. биол. совместимостью членов экипажей КК (орбит. станций).

Изучением состояния иммунореактивности космонавтов при действии на них ФКП, а также разработкой рекомендаций по её нормализации занимается космич. иммунология. В ряде космич. полётов установлено снижение иммунореак-

тивности, что может явиться одной из осн. предпосылок возникновения заболеваний у космонавтов. *С. Н. Залогуев.*

КОСМИ́ЧЕСКИЕ ПРОГРА́ММЫ СОЦИАЛИСТИ́ЧЕСКИХ СТРАН (в рамках программы «Интеркосмос»). Исследования космич. пространства были начаты в каждой стране социалистич. содружества самостоятельно в разные годы космической эры, но наиболее широкие возможности непосредственного использования космической техники открылись перед социалистическими странами в 1965 после предложения правительства СССР о сотрудничестве в проведении космических исследований. Постановлениями правительств ряда стран были созданы национальные комиссии и комитеты по исследованию и использованию космич. пространства в мирных целях, на к-рые возложена организац. сторона всей деятельности по составлению и осуществлению национальных и междунар. космич. программ. Эта деятельность развивается в рамках программы «*Интеркосмос*», осуществляемой совместно странами социалистич. содружества (ГДР, ВНР, МНР, НРБ, ПНР, Республика Куба, СРВ, СРР, СССР и ЧССР). Осн. направления космич. исследований: физика космоса, космич. метеорология, космич. связь, космич. биология и медицина, дистанционное исследование Земли аэрокосмич. средствами.

В июле и сент. 1976 в Москве представители ГДР, ВНР, МНР, НРБ, ПНР, Республики Куба, СРР, ЧССР обсудили и одобрили инициативу СССР, касающуюся развития программы «Интеркосмос» и участия граждан социалистич. стран в междунар. пилотируемых полётах. В мае 1979 участницей программы «Интеркосмос» стала СРВ. Было принято решение, что граждане всех стран социалистич. содружества примут участие в полётах на сов. КК и орбит. станциях совместно с сов. космонавтами в 1978—1983. Междунар. экипажи комплектуются в соответствии с принципом: командиры экипажей — граждане СССР, космонавты-исследователи — граждане др. социалистич. стран. С марта 1978 по май 1981 проведены полёты 9 междунар. экипажей. См. ст. *Космическая программа ВНР*, *Космическая программа ГДР*, *Космическая программа МНР*, *Космическая программа НРБ*, *Космическая программа ПНР*, *Космическая программа Республики Куба*, *Космическая программа СРВ*, *Космическая программа СРР*, *Космическая программа СССР*, *Космическая программа ЧССР*.

КОСМИ́ЧЕСКИЙ АППАРА́Т (КА) — общее название различных технических устройств, предназначенных для выполнения целевых задач в космосе. Средством достижения необходимой скорости для осуществления космич. полёта КА является *ракета-носитель* (космич. ракета). КА делятся на 2 осн. группы: околоземные орбит. КА, движущиеся по геоцентрич. орбитам, не выходя за пределы сферы действия гравитац. поля Земли (ИСЗ), и межпланетные КА. При этом различают автоматич. КА (искусств. спутники Земли — ИСЗ, искусств. спутники Луны — ИСЛ, Марса — ИСМ, Венеры — ИСВ, Солнца — ИСС и т. п., автоматич. межпланетные КА) и пилотируемые космич. корабли-спутники, обитаемые орбит. станции, межпланетные космич. корабли. Для доставки грузов на пилотируемые КА служат автоматич. транспортные КА (см. «*Прогресс*»). Большая часть указанных типов КА уже создана. Вместо термина «космический аппарат» иногда используют термин «космический летательный аппарат».

Полёт КА делится на след. участки: выведения — КА сообщается необходимая космич. скорость в заданном направлении; орбитальный, на к-ром движение КА происходит в основном по инерции, по законам небесной механики; участок посадки. В ряде случаев КА снабжаются *ракетными двигателями*, позволяющими на орбит. участке изменять (корректировать) траекторию движения или тормозить КА при посадке. Для совр. КА, использующих хим. РД, протяжённость участков полёта с работающими двигателями (выведение, коррекция, торможение) значительно меньше, чем участков орбит. полёта.

Отличит. особенность большинства КА — способность к длит. самостоят. функционированию в условиях космич. пространства. Во многих отношениях (законы движения, тепловой режим и др.) такие КА подобны самостоят. небесным телам, на к-рых созданы необходимые условия для работы аппаратуры и существования людей. На КА имеются системы регулирования теплового режима, энергопитания бортовой аппаратуры, управления движением в полёте, радиосвязи с Землёй. В КА с экипажем в герметич. кабине обеспечиваются необходимые условия для жизни и работы человека — осуществляется регенерация атмосферы с регулированием её темп-ры и влажности, снабжение водой и пищей. Решение проблем жизнеобеспечения экипажа особенно сложно для обитаемых орбит. станций и межпланетных кораблей. Многие КА имеют системы для ориентации в пространстве. Ориентация КА обычно выполняется с определ. целью (науч. наблюдения объекта, радиосвязь, оптимальное освещение *солнечных батарей* и др.). В зависимости от задачи погрешность ориентации может составлять от 10—15° до неск. угловых секунд. Изменение траектории (её коррекция, маневрирование КА, торможение перед спуском на Землю или др. планету и т. п.) необходимо для реализации любой достаточно сложной схемы космич. полёта. Поэтому все пилотируемые КА и большинство автоматич. КА снабжены системой управления движением и бортовыми РД. Специфич. задачей является поддержание на борту КА требуемой темп-ры. В отличие от наземных условий, в космич. пространстве теплообмен между отд. телами осуществляется только излучением. На КА воздействуют внеш. тепловые потоки — излучение Солнца, Земли или др. близкой планеты, обычно переменные (заход КА в тень Земли, полёт на разл. удалениях от Солнца). В свою очередь, КА излучает в окружающее пространство в ед. времени определ. кол-во теплоты (зависящее от поглощения внеш. тепловых потоков и внутр. тепловыделения). КА обычно имеют т. н. радиац. поверхность (часть его оболочки или отд. радиатор-излучатель), к-рая за счёт спец. обработки обладает большим собств. излучением теплоты при малом поглощении его извне. Изменяя теплоподвод к радиац. поверхности и её собств. излучение (напр., с помощью спец. жалюзи), регулируют тепловой баланс КА, т. е. его темп-ру. Для тепловых процессов на борту КА характерно отсутствие конвективного теплообмена в связи с состоянием невесомости в полёте; поэтому одна из функций системы терморегулирования — орг-ция внутр. теплового режима.

Проблема энергопитания бортовой аппаратуры КА решается в неск. направлениях: использование солнечного излучения, преобразуемого в электроэнергию с помощью СБ — способ энергопитания, наиболее широко применяемый на совр. КА,— обеспечивает длительность работы аппаратуры до неск. лет; установка новых источников тока с высокой энергоотдачей на единицу массы — *топливных элементов*, вырабатывающих электроэнергию в результате электрохим. процессов между двумя рабочими веществами, напр. кислородом и водородом (полученная при этом вода может использоваться в системах жизнеобеспечения пилотируемых КА); применение бортовых ядерных энергетич. установок с реакторами и *изотопными генераторами*. Хим. источники тока (*аккумуляторы*) применяются только на КА с малым временем работы аппаратуры (до 1—3 нед) или в качестве буферных батарей в системах энергопитания (напр., в сочетании с СБ).

Полёт автоматич. и пилотируемых КА требует радиосвязи с Землёй, передачи на Землю телеметрич. и ТВ информации, приёма радиокоманд, периодич. измерений траектории движения КА, телефонной и телеграфной связи с космонавтами. Эти функции выполняют бортовые радиосистемы и наземные командно-измерит. пункты (см. *Космическая связь*, *Наземный автоматизированный комплекс управления*).

Одна из наиболее сложных проблем космич. полётов — *спуск* КА на поверхность Земли и др. небесных тел, когда космич. скорость КА должна быть уменьшена до нуля в момент посадки. Возможны два способа торможения КА: с использованием тормозящей реактивной силы; с помощью аэродинамич. сил, возникающих при движении аппарата в атмосфере. Для реализации первого способа КА (или его часть — спускаемый аппарат) должен быть снабжён ТДУ с большим запасом топлива; поэтому *спуск с ракетным торможением* применяется для посадки на небесные тела, лишённые атмосферы, напр. на Луну. Спуск с аэродинамич. торможением более выгоден (не требует ТДУ с большим запасом топлива) и является основным при осуществлении посадки КА на Землю. При спуске по баллистич. траектории перегрузки достигают 8—10; спуск по планирующей траектории, когда на спускаемый аппарат, кроме силы сопротивления, действует и подъёмная сила, позволяет уменьшить эти перегрузки в 1,5—2 раза. На участке спуска при движении в атмосфере имеет место интенсивный аэродинамич. нагрев спускаемого аппарата. Поэтому он снабжается теплозащитным покрытием, создаваемым на основе керамич. или органич. материалов, обладающих высокой термостойкостью, малой теплопроводностью. В конце траектории спуска на высотах в неск. км скорость движения снижается до 150—250 м/с. Дальнейшее снижение скорости перед приземлением осуществляется обычно с помощью *парашютной системы*. На сов. КК «Восход» и «Союз» применялась система мягкой посадки (включение ТДУ непосредственно перед контактом с землёй), позволяющая уменьшить скорость приземления до неск. м/с.

Конструкция КА отличается рядом особенностей, связанных со специфич. факторами космич. пространства,— глубоким вакуумом, наличием метеорных

частиц, интенсивной радиации, невесомости. В вакууме изменяется характер процессов трения, возникает явление т. н. холодной сварки, что требует подбора соответств. материалов для механизмов, герметизации отд. узлов и др. Воздействие наиболее мелких метеорных частиц на поверхности КА при длит. полёте вызывает изменение оптич. характеристик иллюминаторов, нек-рых приборов, радиац. поверхностей и СБ, что требует спец. покрытий, особой обработки поверхности и др. Вероятность метеорного пробоя оболочки гермоотсеков совр. КА невелика; для больших КК и орбит. станций, совершающих длит. полёт, должна предусматриваться *противометеорная защита*. Космич. радиация (потоки заряженных частиц в радиац. поясе Земли и при солнечных вспышках) может влиять на СБ, детали из органич. соединений и др. элементы КА, поэтому в ряде случаев на них наносят защитные покрытия. Особые меры принимаются для защиты космонавтов от всплесков космич. радиации. Высокая надёжность существенна для всех видов КА, особенно при наличии экипажа. Она обеспечивается комплексом мероприятий на всех этапах создания и подготовки к полёту КА, включая повышение надёжности его элементов, аппаратуры и оборудования, строгий технологич. контроль на всех стадиях изготовления, тщательную отработку систем и агрегатов с имитацией условий космич. полёта (см. *Космического полёта имитация*), проведение комплексных предполётных испытаний и др. Для повышения надёжности на КА применяют дублирование, триплирование, резервирование отд. агрегатов и приборов, а также автоматич. схемы распознавания отказов приборов или их элементов и их замены. См. *Искусственные спутники Земли*, *Искусственные спутники Луны*, *Искусственные спутники Марса*, *Искусственные спутники Венеры*, *Искусственные спутники Солнца*, *Космический корабль*, *Орбитальная станция*. *К. Д. Бушуев.*

КОСМИ́ЧЕСКИЙ ВА́КУУМ — разрежение, существующее в космическом пространстве. К. в. очень высок по сравнению с достигнутым в лабораториях. Ср. плотность межпланетной среды вблизи орбиты Земли близка к 10^{-20}—10^{-21} кг/м³. Сюда входят протоны и др. частицы солнечного ветра; пыль, концентрирующаяся к плоскости эклиптики; частицы космич. лучей; их общая концентрация достигает в период спокойного Солнца $\sim 10^7$ частиц в 1 м³. Абс. вакуум, т. е. пространство, совершенно не содержащее частиц газа и пыли, в космосе не существует точно так же, как он недостижим и в технике. Условно считается, что К. в. начинается за пределами верх. части атмосферы — *экзосферы*, на высоте порядка неск. тыс. километров. Однако для практич. целей можно принять, что К. в. начинается существенно ниже. К. в.— один из важнейших элементов общего комплекса специфич. условий, в к-рых происходит полёт КА. Влияние К. в. проявляется в изменении условий теплообмена КА, в появлении коронного разряда, в сублимации материалов и изменении их механич. характеристик, в потере смазки. Из-за вакуума пребывание человека в космич. пространстве возможно только в герметич. отсеках КК или в скафандрах, снабжённых СЖО.

КОСМИ́ЧЕСКИЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — *ракетный двигатель*, используемый на *космических аппаратах* и верхних ступенях *ракет-носителей*.

КОСМИ́ЧЕСКИЙ КО́МПЛЕКС — совокупность функционально взаимосвязанных КА и наземных технических средств, предназначенных для самостоятельного решения задач в космосе и из космоса или для обеспечения таких задач в составе космической системы; включает РН, КА, *технический комплекс*, *стартовый комплекс*, средства *измерительного комплекса космодрома* и *наземный комплекс управления* КА.

КОСМИ́ЧЕСКИЙ КОРА́БЛЬ (КК) — пилотируемый *космический аппарат*. Отличительная особенность пилотируемых КК — наличие *герметической кабины* с системой жизнеобеспечения для космонавтов. КК для полёта по геоцентрич. орбитам наз. кораблями-спутниками, а для полёта к др. небесным телам — межпланетными (экспедиционными) КК. Создан и поступил в эксплуатацию транспортный КК многократного использования для доставки людей и грузов с Земли на низкую геоцентрич. орбиту и обратно, напр. для связи с долговременной орбит. станцией, обслуживания ИСЗ, проведения в космосе монтажных работ. Транспортировка людей и грузов с низкой геоцентрич. орбиты на более высокую, вплоть до стационарной, и обратно предусматривается с помощью *межорбитальных буксиров*. См. «*Спейс шаттл*».

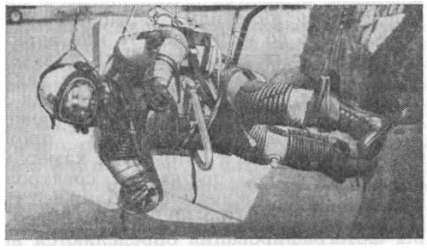
Созданы и осуществили полёты: сов. КК-спутники одноразового действия серий «*Восток*», «*Восход*», «*Союз*», «*Союз Т*»; амер. КК-спутники одноразового действия серий «*Меркурий*», «*Джемини*» и экспедиционные КК «*Аполлон*» для полёта на Луну. КК «Аполлон» использовался также как транспортный одноразового действия для полёта на геоцентрич. и селеноцентрич. орбиты. Пилотируемые КК состоят из неск. отсеков и снабжены: ДУ, системами жизнеобеспечения, навигации и управления, энергопитания, связи, аварийного спасения, возвращения на Землю и др.

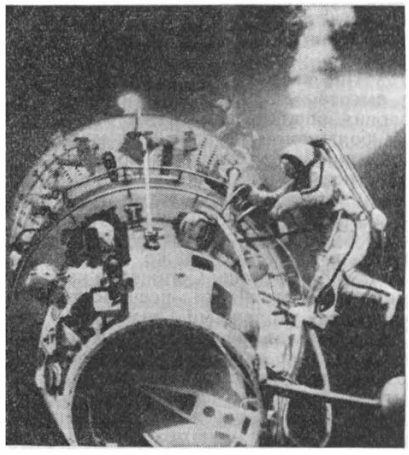
КОСМИ́ЧЕСКИЙ ЛЕТА́ТЕЛЬНЫЙ АППАРА́Т — термин, используемый иногда вместо термина *космический аппарат*.

КОСМИ́ЧЕСКИЙ ОБЪЕ́КТ (КО) — тело, находящееся в *космическом пространстве*. К естеств. КО относятся звёзды, планеты, астероиды, кометы и т. д.; к искусств. КО — *космические аппараты*, последние ступени *ракет-носителей* и их части. В *космическом праве международном* термин «космический объект» используется только для обозначения объектов искусств. происхождения. Естеств. КО в космич. праве наз. *небесными телами*.

КОСМИ́ЧЕСКОГО ПОЛЁТА ИМИТА́ЦИЯ — создание (воспроизведение) на Земле условий, близких к условиям космического пространства и космического полёта. В таких условиях проводят ис-

Имитатор передвижения космонавтов в условиях Луны (создаёт 1/6 земной силы тяжести)





Имитатор невесомости (водный бассейн) в Центре подготовки космонавтов имени Ю. А. Гагарина

пытания материалов и оборудования, проверяют правильность их подбора и расчёта и определяют их пригодность для работы в космосе, а также для тренировки людей, к-рые будут участвовать в космич. полёте. Имитируют условия космич. полёта для испытаний элементов конструкций РН (верх. ступеней), КА (спутников и КК), космич. РД, радиотехнич. оборудования (антенн и т. д.) и др. исследований.

Камеры для имитации космич. условий обычно наз. имитаторами. Имитаторы различного типа позволяют с определённой степенью точности воспроизводить отд. параметры космич. пространства. Это установки для имитации условий др. планет (напр., Марса и Венеры); для изучения проблемы космич. полёта человека и функционирования системы «человек — машина», в частности для отработки операций на орбит. станциях, а также проведения ремонта оборудования и спасения в аварийных ситуациях; для воспроизведения факторов, воздействующих на РН на участке выведения (шум в сочетании с вибрацией, перегрузками и высокой темп-рой), и др. К имитаторам относится, напр., *барокамера*, в к-рой испытывают целые КК. Испытания электронного и механич. оборудования проводят в *центрифугах*. «Водородную пушку» используют для создания условий вхождения КА в атмосферу Земли и нек-рых др. планет. «Пушка» представляет собой аэродинамическую трубу, в к-рой поток водорода со скоростью 48 000 км/ч обтекает КК. В ней, в частности, проводят изучение влияния на различные материалы бомбардировки микрометеорных частиц. В больших установках используют вычислит. машины (ЭВМ) для автоматич. управления процессом испытаний по заданной программе, автоматизируют запись, хранение и обработку информации, полученной в ходе испытаний. Существуют барокамеры для испытаний космич. оборудования в условиях комбиниров. воздействия различных факторов космич. полёта (солнечной радиации, вакуума, перепада темп-р и т. д.). Однако нет такого устройства, в к-ром можно было бы полностью имитировать сразу все условия космич. полёта. Практически невозможно пост-

роить барокамеру большого объёма, создав в ней характерное для космоса разрежение до 10^{-14} Па. В таких больших камерах удаётся создавать давление 10^{-4} Па, что соответствует разрежению на высоте ~ 330 км над Землёй. Такие условия вполне достаточны для испытания большинства узлов РН и КА. Для этого воздух откачивают последовательно ступенями или покаскадно, применяя диффузионные (паро-ртутные или паромасляные) и криогенные вакуумные насосы. Кроме низкого давления, в барокамерах имитируют также освещённость и темп-ру в космосе. Солнечное излучение имитируют ртутными, ксеноновыми или дуговыми угольными лампами, к-рые обычно устанавливают вне камеры. Излучение от этих источников системой отражателей направляют на кварцевые окна камеры, а затем через систему зеркал и линз, находящуюся уже внутри камеры, фокусируют и направляют на испытываемый объект. Для имитации низких темп-р (до —200 °С) стенки камеры имеют панели или змеевики, охлаждаемые протекающим по ним жидким азотом.

Человека, участвующего в космич. полёте, необходимо защитить от опасного воздействия вакуума, *невесомости*, метеорной пыли и различных излучений, меняющихся в широком диапазоне. Камеры для испытаний КК, предназначенного для полёта с человеком на борту, имеют аналогичную конструкцию и работают так же, как и камеры для испытаний материалов и оборудования, но в них предусмотрена возможность быстрой разгерметизации в случае аварийной ситуации.

Исследования воздействия перегрузок, возникающих во время полёта, на космонавтов, узлы и системы корабля ведут в центрифугах, на к-рых создают ускорения св. 30 *g* с разл. скоростью нарастания. Кабина центрифуги имеет три степени свободы, что позволяет создавать перегрузки, действующие на космонавтов в разл. направлениях. Изменяя частоту вращения центрифуги, получают такие же ускорения, как и возникающие при старте, в момент отделения ступеней РН и т. д. Изучение влияния перегрузок при очень высоких скоростях их нарастания в течение коротких промежутков времени ведут в имитаторах линейных ускорений. В них же изучают действие перегрузок торможения, возникающих, напр., при вхождении КК в плотные слои атмосферы при его возвращении на Землю.

Имитацию условий невесомости, возникающей в космич. полёте, производят в «бассейнах невесомости» (водных бассейнах) и на переоборудов. самолётах. Внутрь самолёта, летящего по баллистич. кривой, помещают макет КК, и космонавт учится входить и выходить из него, есть, пить и т. д. Недостатком такой имитации является кратковременность периода невесомости (25—35 с).

На Земле нельзя всесторонне и полностью имитировать условия космич. полёта, поэтому в период подготовки к полёту космонавты проходят обучение и тренировку на ряде спец. устройств, наз. *тренажёрами*.

Имитаторы космич. полёта позволяют экономить время и средства при разработке РН и КК, знакомят космонавтов с условиями будущих полётов.

Г. А. Назаров.

КОСМИ́ЧЕСКОЕ ЗЕМЛЕВЕ́ДЕНИЕ— исследования состава, структуры, ритмики и динамики атмосферы, гидросферы, литосферы, биосферы и антропосферы Земли по изображениям (фотографическим и телевизионным), спектро- и регистрограммам отражённого света и собственного излучения, а также активной локации. Осуществляется с помощью бортовой аппаратуры КА и служит для изучения и освоения природных ресурсов и охраны окружающей среды.

Космические съёмки производятся с разных высот. Нижний предел определяется возможностями орбитального движения КА, т. е. высотой ~ 150 км. Верхний предел ограничен уменьшением разрешения с удалением и составляет 150—400 тыс. км от Земли.

По методам регистрации данных и используемым спектральным интервалам различается ряд разделов К. з. Визуальные наблюдения производятся в видимой области спектра (0,40—0,68 мкм) с выс. 200—500 км с разрешением контрастных объектов 50—60 м, а высококонтрастных и линейных до 10 м. Используются для опознавания намеченных объектов фотографирования; для выбора объектов из ряда аналогичных по наиболее благоприятным условиям съёмки; для проведения экспериментов по съёмке одних и тех же объектов при разных технич. и природных условиях; для проведения опытов по опознаванию геометрич. и цветовых тестов. Непредусмотренные программой наблюдения относятся к природным и антропогенным явлениям, к-рые возникли и развились во время полёта или информация о к-рых не могла быть получена во время подготовки к полёту, а также к явлениям, объяснить к-рые исходя из известных данных космонавт не может.

Фотографирование производится ручными и автоматич. камерами на панхроматич. цветные и спектрозональные плёнки в видимой и ближней ИК областях спектра (0,4—0,9 мкм). Параметры фотографирования определяются высотой съёмки h, фокусным расстоянием объектива f, размером кадра l и разрешающей способностью r. На КК «Союз» при h = 200—250 км, l = 6 см, r = = 0,035 мм в зависимости от f имели место следующие значения (приближённо) масштаба изображения m_0, площади земной поверхности S, отображаемой в кадре, и номинального пространственного разрешения R_n:

f, мм	m_0	S, тыс. км²	R_n, м
31	1 : (6,4—8,0 млн.)	150—230	210—270
65	1 : (3,1—3,8 млн.)	52—135	100—130
90	1 : (2,2—2,7 млн.)	17—26	70—90
210	1 : (1,0—1,2 млн.)	4—5	30—40

В работе обычно используются фотографии, отпечатанные с увеличением 8—10. Полный комплект фотографий позволяет производить обновление тематич. карт (рис. 1) масштабов от обзорных (1 : 15 000 000) до детальных (1 : 100 000).

Многозональное (МЗ) фотографирование выполняется с синхронными многообъективными фотокамерами. Съёмка осуществляется на разные плёнки с разл. светофильтрами. С орбит. станций «Скайлэб» МЗ съёмка производилась в 6 спектральных интервалах: 0,5—0,6, 0,6—0,7, 0,7—0,8, 0,8—0,9, 0,5—0,88, 0,4—0,7 мкм, с КК «Союз-22» — 6-объективной фотокамерой МКФ-6 (см. в ст. «*Радуга*») в интервалах: 0,46—0,50, 0,52—0,56, 0,58—0,62, 0,64—0,68, 0,68—0,78, 0,78—0,88 мкм. МЗ съёмки дали хорошие результаты при наблюдении растит. покрова, состава сельскохозяйств. культур, состояния окружающей среды.

Телевизионная (ТВ) съёмка производится в спектр. интервалах 0,52—

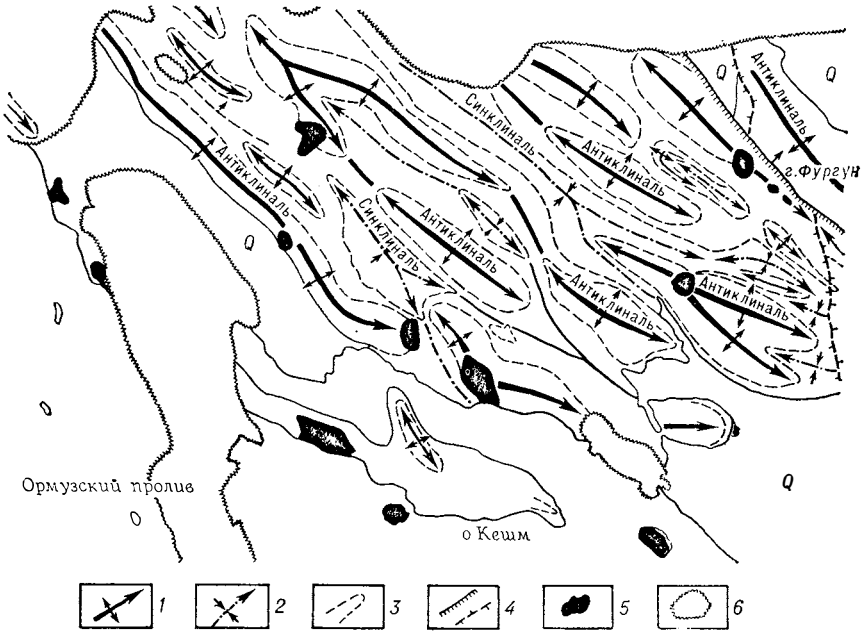


Рис. 1. Схема структурно-тектонической интерпретации цветной фотографии с КК «Союз-5» (цветная вкл. VI, рис. 3); *1* — ось антиклинали; *2* — ось синклинали; *3* — контур складки; *4* — разрыв и надвиги; *5* — грязевулканическая структура; *6* — облачность; *Q* — четвертичные отложения

0,74 или 0,45—0,74 мкм с *метеорологических искусственных спутников Земли* и передаётся на наземные станции в режиме непосредств. передачи. По типу развёртки изображения различают оптико-механич. и электронно-оптические системы. Системы ТВ съёмки дают возможность ежедневно получать изображение всей поверхности Земли с разрешением 0,6—3,2 км и используются главным образом для наблюдения за динамикой облачного, снегового и ледового покровов.

Инфракрасная (ИК) съёмка производится с метеорологич. ИСЗ в двух окнах прозрачности атмосферы для ИК излучения 3,5—5,4 и 8—12,5 мкм с разрешением до 3—6 км. Наиболее удобной считается обл. спектра 10,5—12,5 мкм. Однако для геологич. исследований более удобен участок спектра 8,3—9,3 мкм. Ночная ИК съёмка фиксирует термич. неоднородности земной и океанич. поверхности, вулканич. и гидротермальную активность, лесные пожары, некоторые загрязнения окружающей среды.

Многоспектральные (МС) съёмки проводятся в широком спектральном диапазоне длин волн λ (0,27—14 мкм), но осуществляются в относительно узких спектральных интервалах ($\Delta\lambda \approx 0{,}02$—2 мкм) с хорошим спектральным разрешением ($\Delta\lambda/\lambda \approx 0{,}05$—0,1). МС съёмка в интервалах 0,5—0,6, 0,6—0,7, 0,7—0,8, 0,8—1,1 мкм наиболее эффективна при наблюдении за развитием посевов сельскохозяйств. культур, выявлении заболеваний и стрессовых состояний растительности, *мониторинге космическом*, измерении нек-рых почвенных факторов, состояния водной среды и др. (см. табл.).

Спектрофотометрическая съёмка производится с развёрткой спектра отражения солнечного света от земной поверхности. Она выполнялась, напр., с КК «Союз-7, -9, -20» в спектральном интервале 0,4—0,7 мкм со спектральным разрешением 0,05 мкм. Такие космич. измерения в сопоставлении с наземными и самолётными показывают спектральную передаточную функцию атмосферы и спектральные отражат. характеристики крупных природных образований (рис. 2).

Микроволновая (МВ) съёмка регистрирует пассивное тепловое излучение земной поверхности в спектральном диапазоне с длинами волн ок. 0,3; 0,5; 0,8; 1,35; 1,55; 3,4; 8,5 см. Проводилась, напр., с нек-рых ИСЗ серии «Космос» и ИСЗ «Нимбус». Преимуществом МВ съёмки является то, что излучение в этом диапазоне проникает сквозь облачный покров и формируется деятельным слоем глубиной до неск. дециметров. МВ съёмка на длинах волн 0,3 и 1,35 см используется для измерения содержания водяного пара в атмосфере и локализации зон дождевых осадков, а съёмка на длинах волн 0,8, 1,55, 3,4 и 8,5 см — для изучения состояния подстилающей поверхности: морских льдов, волнения моря, снегового покрова, влажности почвы, активных плёнок на воде (рис. 3).

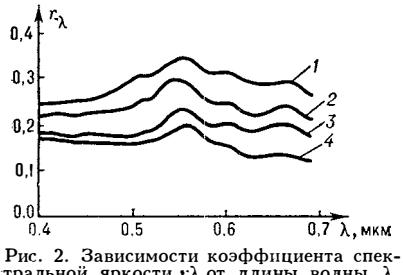


Рис. 2. Зависимости коэффициента спектральной яркости r_λ от длины волны λ, полученные на основе измерений с КК «Союз-9», для экосистем с преобладанием следующих растительных сообществ: *1* — ксерофильных полупустынных травянисто-полукустарничковых; *2* — ксеромезофильных степных травянистых и полусаванных эфемероидных; *3* — мезофильных травянистых и древесно-кустарниковых оазисных; *4* — гигрофильных травянистых лугово-болотных

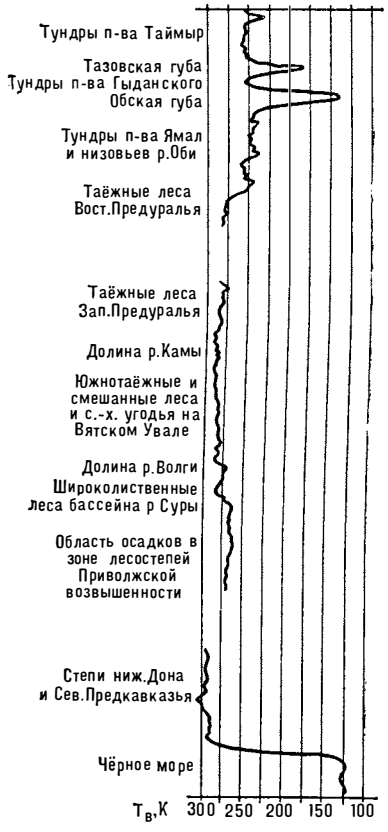


Рис. 3. Профиль радиояркостных температур земной поверхности T_B по трассе через южную и восточную часть Восточно-Европейской платформы и север Западной Сибири в микроволновой зоне спектра, измеренных с ИСЗ «Космос-243» при $\lambda = 3{,}4$ см. T_B ниже 150 К — поверхность моря, 150—230 К — побережье, 230—250 К на суше — снежный покров, 250—260 К на суше — зона недавно выпавших осадков, 270—280 К — леса, 280—290 К — степи и сельскохозяйственные земли, выше 290 К — зона засушливых степей

Каждый из перечисл. методов космич. съёмки даёт важные, но огранич. результаты. Лишь совокупность разл. методов съёмки обеспечивает достоверную, полную и детальную информацию о природных ресурсах и состоянии окружающей среды.

Как и всякое сформировавшееся научное направление, К. з. обладает своим экспериментальным методом исследования — это проведение совмещённых подспутниковых экспериментов (СПЭКС). СПЭКС включает проведение синхронной (или квазисинхронной) геоаэрокосмич. съёмки одного и того же ключевого участка взаимно эталонированной аппаратурой с разных высот — наземно, с самолётов и спутников. В СССР СПЭКС производится начиная с полётов ИСЗ «Космос-156» в 1967 (над центром Европ. части СССР) и КК «Союз-6, -7, -8» в 1969 (над плато Устюрт). СПЭКС обеспечивает корректное решение теории К. з.: изучение передаточной функции атмосферы для всех исследуемых спектральных интервалов; изучение спектральной геометрич. и тематич. генерализации при формировании сверхмелкомасштабного космич. изображения; изучение частотных, контрастных, пространственных и временны́х функций распределения отражат. и излучат. характеристик земной поверхности; определение достоверности и детальности идентификации природных образований по дистанционным изображениям.

Космич. съёмки явились высшей стадией развития индикационных методов и отличаются от наземных и аэрометодов следующими преимуществами: интеграция территориальная, т. е. большая обзорность, к-рая обеспечивает совмещение на одном изображении обширных и удалённых территорий; интеграция факторная, т. е. совмещение на одном изображении компонентов атмосферы, гидросферы, литосферы, биосферы и антропосферы; интеграция временна́я, т. е. совмещение последоват. изображений одной и той же территории, получ. одной и той же (или однотипной) регистрирующей системой через определ. промежутки времени.

При формировании сверхмелкомасштабного космич. изображения происходит генерализация данных: спектральная генерализация связана с изменением интенсивности, спектрального состава и усреднением электромагнитного поля отражения и излучения с увеличением высоты съёмки и расширением мгнов. поля зрения приёмника; геометрическая генерализация определяется изменением размерности текстуры и структуры изображения пространств. объектов и оптич. фильтрацией деталей земной поверхности с увеличением размера пространств. разрешения и обзорности; тематическая генерализация состоит в повышении классификац. ранга выделяемых природных объектов при переходе от наземного и аэросъёмочного масштаба к более мелкому космич. масштабу изображения.

Методы К. з. определяются технич. и природными условиями съёмки. Технические условия космич. съёмки характеризуются КА, его орбитальным движением, ориентацией, длительностью активного существования, дистанционной аппаратурой, её светочувствительностью и разрешающей способностью. Природные условия космич. съёмки зависят от пространственно-временно́го распределения излучат. и отражат. свойств земной поверхности и описываются частотными, контрастными, пространств. и временны́ми характеристиками.

Обработка дистанц. информации во многом определяется решением вопросов эталонирования и экстраполяции дистанц. индикаторов. Эталоном наз. миним. представительная выборка дистанц. индикаторов, к-рая обеспечивает распознавание объектов с опред. вероятностью (в

настоящее время 0,9—0,95). Экстраполяция представляет собой распространение дистанц. индикаторов в пределах ландшафтов-аналогов, где состав и структура природных территориальных комплексов изменяются в пределах доверительного интервала.

Завершающим этапом обработки данных К. з. является создание космической геоинформационной субсистемы, к-рая связана с другими геоинформационными субсистемами: цензовыми, картографическими, стационарными, аэросъёмочными. Космич. геоинформац. субсистема представляет собой совокупность аппаратурных и методических разработок для дистанц. получения на КА, передачи, преобразования, хранения, обработки, воспроизведения и использования данных регистрации поля отражат. и излучательных характеристик изучаемых объектов со скоростью, сопоставимой с реальным масштабом времени.

Изучение состава природной среды основано гл. обр. на анализе многоспектральных дистанц. изображений. Для распознавания разных природных объектов рекомендуются сочетания спектральных интервалов. Напр., спектральные контрасты сельскохозяйств. геосистем наиболее часто наблюдаются в интервалах длин волн 0,64—0,68 и 0,8—0,9 мкм, а также 0,54—0,56, 1,55—1,75, 10,2—12,5 мкм и 3,4 см. Достоверность дистанц. индикации определяется отношением числа правильно распознанных объектов к общему числу объектов данного класса. В большинстве случаев при решении задач изучения состава природной среды удовлетворительны достоверности 0,9, хотя для локальных задач используются и достоверности 0,6—0,8. Кроме того, анализируются ошибки смешения, т. е. отношение числа неправильно распознанных объектов к общему числу предъявлений данного класса, и ошибки пропуска, т. е. отношение числа нераспознанных объектов к числу распознанных объектов по индикаторам данного класса.

Изучение структуры природной среды определяется обзорностью и пространств. разрешением. По обзорности космич. изображения делятся на 4 класса:

10^8 км² — глобальные снимки и зональных географич., циркуляционно-климатич., океанич. зон, планетарной трещиноватости, самых крупных комбинаций растительности и почв;

10^6 км² — региональные снимки циркуляционных атмосферных и океанических структур, географических р-нов, вертикальной поясности, региональных разломов и крупных геотектур, тера- и гигакомбинаций растительности и почв;

10^4 км² — локальные снимки географич. ландшафтов, атмосферных и океанич. мезоструктур, локальных разломов, морфоструктур, мега- и макрокомбинаций растительности и почв;

10^2 км² — детальные снимки географич. урочищ, атмосферных и океанич. микроструктур, литолого-генетических разностей, морфоскульптур, мезо- и микрокомбинаций растительности и почв, посевов сельскохозяйств. культур.

По разрешению космич. изображения делятся также на 4 класса, соответствующих их обзорности: 3 км и более, ок. 1 км, 300 м, 100 м и менее. Предельным разрешением снимков для междунар. использования считается 20—10 м.

Изучение ритмики природных процессов осуществляется методами повторной съёмки одной и той же территории с разл. частотой одной и той же регистрирующей системой. Для наблюдения ритмов используются дистанц. системы с разной частотой приёма и передачи информации:

1—2 раза в сутки — суточные ритмы облачности, пыльных бурь, темп-ры и влажности почвы, поверхностно-активных плёнок и волнения поверхности моря, вулканич. активности, лесных пожаров;

1—2 раза в неделю — погодные ритмы мор. льдов, снегового покрова, регионального загрязнения атмосферы и океана, интегральных значений облачности и влажности почвы, болезней, стресса и созревания сельскохозяйств. культур;

1—2 раза в месяц — фенологические ритмы, связанные гл. обр. с фазами вегетации растительности и сельскохозяйств. деятельности человека;

1—2 раза в сезон — сезонные ритмы эрозии почв, гидрологич. режимов, воздействий человека на растительность, почву и рельеф, функционирования геосистем.

Изучение динамики природной среды осуществляется путём распознавания прямых индикаторов природных процессов (таких, как лесные пожары, извержения вулканов), косвенных индикаторов и следов процессов (гари, пастбищные сбои) и логических индикаторов сопутствующих антропогенных процессов (смытые почвы, безлесые саванны). Наиболее корректным способом выявления динамики является прямой метод сопоставления последовательных космич. снимков одной и той же территории разных лет. С этой целью выделяют геосистемы, требующие разной повторности съёмки: ежегодно; один раз в 2—3 года; один раз в 5—10 лет; один раз в 10 лет и более. Менее корректным является метод сопоставления снимков со спутников со старыми тематич. картами. Широко распространён интерпретационный метод выявления динамич. структур по одиночным снимкам. Однако если первый метод даёт количеств. данные о динамике, то последний лишь качественные.

Разл. технологич. и методич. преимущества К. з. обеспечили его успешное применение во всех разделах наук о земле и биосфере. При изучении атмосферы методы К. з. используются для анализа динамики облачности; гидротермич. зондирования атмосферы; определения содержания, вертик. стратификации и горизонтального распределения аэрозолей. В рамках К. з. наибольший интерес представляют геометеорологич. наблюдения, т. е. исследование связи атмосферных явлений со свойствами подстилающей поверхности. Методами К. з. впервые были прослежены струйный перенос пыли в атмосфере, эволюция пыле-песчаных бурь, мгнов. структура температурных неоднородностей подстилающей поверхности на большой площади, влияние рельефа и подстилающей поверхности на мгнов. структуру поля ветра и облачности.

При изучении гидросферы методы К. з. используются в океанологии и гидрологии суши. В океанологии по космич. снимкам были впервые точно прослежены сезонные и многолетние флуктуации океанич. фронтов, открыта зона внутритропич. конвергенции южного полушария, обнаружена вихревая структура океанич. течений, описаны ледовые циклоны, выявлены концентрации биологически активных плёнок и загрязнений на поверхности воды. В гидрологии суши по космич. снимкам была обнаружена пространственно-временна́я неоднородность сезонного увлажнения почв, выявлены изменения площади трудно-

Спецификация спектральных интервалов для космической дистанционной индикации природной среды

Номер зоны	Спектральный интервал, мкм	Элементы регистрации
	В зонах отражения	
1	0,30—0,40	Концентрация озона и углекислого газа в атмосфере, поверхностно-активные плёнки на море
2	0,40—0,48	Снег, фирн, лёд, детали в тенях, минералогический состав горных пород
3	0,44—0,52	Пары воды в атмосфере
4	0,38—0,52	Аддитивный синий цвет с максимумом при 0,40 мкм
5	0,51—0,57	Зелёная вегетирующая растительность, минералогический состав горных пород
6	0,48—0,55	Подводные объекты (относительно глубокие)
7	0,48—0,61	Аддитивный зелёный цвет с максимумом при 0,55 мкм
8	0,55—0,59	Подводные объекты (относительно мелководные)
9	0,59—0,64	Морская поверхность, волнение, плавающие плёнка и пена
10	0,59—0,67	Почвенные разности, состав горных пород, рассечённость поверхности, зелёная и сухая растительность
11	0,59—0,70	Аддитивный красный цвет с максимумом при 0,64 мкм
12	0,40—0,72	Полное отражение в видимой зоне спектра
13	0,64—0,70	Здоровая и больная растительность, рассечённость поверхности
14	0,73—0,78	Вегетирующая и сухая растительность, рассечённость поверхности
15	0,78—0,84	Влажность почвы, здоровая и больная растительность
16	0,70—1,30	Полное отражение в ближней инфракрасной зоне спектра
	В зонах излучения	
1	3,4—5,6	Вулканическая деятельность, гидротермальные явления, геотермальная тектоника, загрязнение вод, стоковые течения
2	8—12	Лесные пожары, влажность почв, состояние растительности, морские течения, поднятие океанических глубинных вод
3	0,5—1,35см	Зоны осадков, вертикальные профили влажности и температуры атмосферы и почвы
4	0,8, 3,4 и 8,5 см	Изображение земной поверхности под облачностью, лесные массивы, сельскохозяйственные угодья, профили влажности и температуры почв, волнение морской поверхности, соленость морской воды, ледовый покров, крупные айсберги

доступных горных ледников, построена модель стока речного бассейна по параметрам осадков, гидрографич. сети, рельефа, геологич. строения, почв и растительности.

При изучении литосферы с помощью методов К. з. были сделаны важные открытия при прослеживании крупных элементов геологич. строения с характерной геометрией — региональные и планетарные линеаменты, унаследованные складчатые структуры, полигенетич. кольцевые структуры. Наиболее эффективны методы К. з. при мелкомасштабном геологич. картографировании и увязке картографич. данных с геофизическими. В геоморфологии методы К. з. наиболее значительный вклад внесли в изучение эоловых форм рельефа, их связи с совр. и прошлыми ветрами, строения береговых и мелководных зон, структуры аллювиально-дельтовых равнин, рельефа замкнутых депрессий. Методы К. з. оказались эффективными для наблюдения за совр. геологич. процессами: ветровая и водная эрозия, вулканич. деятельность.

При изучении биосферы методы К. з. нашли особенно широкое применение. При почвенном и геоботанич. картографировании с помощью космич. снимков были исправлены по крайней мере 10—30% контуров карт. По последовательным снимкам стало возможным наблюдать ритмику влажности почв и фенологию растительности на больших территориях одновременно. Гл. достижением К. з. явилось построение структурно-динамич. модели продуктивности пастбищ, лесов, сельскохозяйств. угодий и уточнение прогнозов урожайности. Популяции и местообитания животных распознаются по косвенным признакам; миграции саранчовых — по расположению зоны внутритропич. конвергенции; косяков рыб — по фронтальным зонам океанич. течений.

При изучении антропосферы методы К. з. используются, в первую очередь, для определения состава, структуры и динамики техногенных систем (застроенные, горно-выработочные, водохозяйств., транспортные). Затем распознаются парагенетич. антропогенные (воздушно- и воднозагрязнённые, просадочно-суффозионные, заболоченно-солончаковые). Важным объектом дешифрирования являются трансформированные системы (полевые, плантационные, фитомелиоративные). Наконец, широко применяется К. з. для изучения полуприродных систем с экстенсивным воздействием человека (пастбища, вырубки, гари).

На достижениях технологии и успешных научно-методич. исследованиях основаны реальные перспективы применения К. з. в нар. хозяйстве.

См. вкл. VI и IX. *Б. В. Виноградов.*

КОСМИ́ЧЕСКОЕ ПРА́ВО МЕЖДУНАРО́ДНОЕ — совокупность норм международного права, регулирующих космическую деятельность государств и международных межправительственных организаций и устанавливающих международно-правовой режим космического пространства, Луны и других небесных тел. Нац. программа космич. исследований и её осуществление входят в сферу внутр. компетенции каждого гос-ва, регулируемой нормами его нац. права. По мере дальнейшего развития этих норм вполне вероятно возникновение нац. космич. кодексов, аналогичных действующим сейчас во многих странах мор. и возд. кодексам. Поэтому в будущем можно будет говорить о нац. космическом праве СССР, США, Франции, Великобритании, Японии, Китая, Индии, Аргентины и др. стран. Вместе с тем в ходе индивидуального или совместного осуществления гос-вами космич. деятельности, в т. ч. через межправительств. орг-ции, возникает определ. область междунар. отношений, к-рая нуждается в международно-правовом регулировании.

Соответственно в 60-е гг. 20 в. в связи с осуществлением гос-вами космич. деятельности, начало к-рой было положено запуском в СССР 4.10.1957 первого в истории человечества ИСЗ, начинает складываться междунар. космич. право в качестве новой отрасли совр. междунар. права.

Источниками К. п. м. являются междунар. договор и междунар. обычай. Важную роль в разработке норм К. п. м. играет ООН, в рамках к-рой был выработан и принят ряд резолюций и проектов междунар. соглашений в области К. п. м. В 1959 был образован *Комитет ООН по использованию космического пространства в мирных целях*, созданы Научно-технич. и Юридич. подкомитеты, а также ряд временных рабочих групп (по навигац. спутникам, по изучению земных ресурсов, по прямому вещанию с помощью спутников, по использованию ядерных источников энергии в космосе).

Изучением проблем К. п. м. занимается ряд межправительств. и неправительств. междунар. орг-ций. Во мн. странах созданы нац. н.-и. центры по изучению проблем К. п. м. В СССР проблемы междунар. космич. права разрабатываются в Ин-те гос-ва и права АН СССР, Ин-те мировой экономики и междунар. отношений АН СССР, Ин-те междунар. отношений МИД СССР и в Дипломатич. академии МИД СССР. Создан также Комитет междунар. космич. права Сов. ассоциации междунар. права. Начало изучения в нашей стране международно-правовых проблем космоса непосредственно связано с именем чл.-корр. АН СССР Е. А. Коровина (1892—1964) — основоположника этой новой области правоведения. В научную разработку проблем К. п. м. значительный вклад внесли советские юристы — Э. Г. Василевская, В. С. Верещетин, Г. П. Жуков, Г. П. Задорожный, Ф. Н. Ковалёв, Ю. М. Колосов, П. И. Лукин, Г. А. Осницкая, А. С. Пирадов, А. А. Рубанов, Ю. М. Рыбаков, И. И. Чепров и др.

Существует ряд междунар. документов, содержащих нормы К. п. м. Это, прежде всего, Договор о принципах деятельности государств по исследованию и использованию космического пространства, включая Луну и другие небесные тела (см. *Договор о космосе 1967*). Важным этапом на пути заключения этого договора явилась Декларация правовых принципов, регулирующих деятельность гос-в по исследованию и использованию космич. пространства, принятая 13.12.1963 Ген. Ассамблеей ООН (Резолюция 1962/XVIII). Ему также предшествовали подписание в Москве, Лондоне и Вашингтоне 5.8.1963 Договора о запрещении испытаний ядерного оружия в атмосфере, в космическом пространстве и под водой и договорённость между СССР и США о том, чтобы не размещать в космическом пространстве объекты с ядерным и другими видами оружия массового уничтожения. Эта договорённость была подтверждена 17.10.1963 Ген. Ассамблеей ООН (Резолюция 1884/XVIII).

В рамках Междунар. союза электросвязи (МСЭ) состоялись 5 конференций, на к-рых обсуждались вопросы космич. радиосвязи, в 1959, 1963, 1971, 1977 и 1979. Всемирная административная конференция космич. радиосвязи 1971 внесла изменения и дополнения в существующую регламентацию всех служб радиосвязи, использующих космич. средства. Конференция 1977 приняла ряд важных решений, связанных с выделением позиций для ИСЗ на геостационарной орбите.

19.12.1967 Ген. Ассамблея ООН единогласно одобрила текст Соглашения о *спасании космонавтов и космических объектов*, запущенных в космическое пространство (Резолюция 2345/XXII). 29.11.1971 Ген. Ассамблея ООН одобрила Конвенцию о международной *ответственности за ущерб*, причинённый космическими объектами (Резолюция 2777/XXVI). Конвенция о *регистрации космических объектов*, запускаемых в космическое пространство, была одобрена Ген. Ассамблеей ООН 12.11.1974 (Резолюция 3232/XXIX). СССР является участником всех этих междунар. соглашений. 5.12.1979 Ген. Ассамблеей ООН (Резолюция 34/68) было одобрено Соглашение о деятельности государств на Луне и других небесных телах (см. *Соглашение о Луне*). Заключены также многосторонние и двусторонние междунар. соглашения по научно-технич. сотрудничеству в области исследования и использования космоса.

Значит. вклад в формирование и развитие К. п. м. внёс Сов. Союз. По его инициативе был заключён в 1967 Договор о космосе и в 1968 Соглашение о спасании космонавтов. В 1971 СССР предложил разработать междунар. договор о Луне и представил в ООН соответствующий проект договора. Благодаря усилиям СССР осн. соглашения по космосу, начиная с Договора 1963 о запрещении испытаний ядерного оружия в атмосфере, в космич. пространстве и под водой, носят универсальный характер. Они открыты для подписания всеми гос-вами, а после вступления в силу — для присоединения любого гос-ва.

Вопрос о полном запрещении использования космич. пространства в воен. целях, являющийся одним из аспектов разоружения, до сих пор не получил своего решения. Сов. пр-во ещё 15.3.1958 выступило с предложением о запрещении использования космич. пространства в воен. целях, о ликвидации иностранных воен. баз на чужих территориях и о междунар. сотрудничестве в области изучения космич. пространства. В дальнейшем это сов. предложение вошло в качестве составной части выдвинутого СССР проекта Договора о всеобщем и полном разоружении. 18.5.1977 была подписана в Женеве 34 гос-вами (в т. ч. СССР и США) Конвенция о запрещении военного или любого иного враждебного использования средств воздействия на природную среду. Конвенция, принятая по инициативе СССР, создала юридическую гарантию дальнейшего мирного развития космич. метеорологии с учётом перспектив управления погодой и климатом.

Действующие нормы К. п. м. запрещают использовать в воен. целях только Луну и др. небесные тела. В космич. пространстве запрещено лишь размещать объекты с ядерным оружием или другими видами оружия массового уничтожения.

Междунар. космич. право развивается в двух гл. направлениях. С одной стороны, идёт процесс конкретизации и разви-

тия принципов Договора о космосе 1967. Заключение Соглашения о спасании космонавтов и космических объектов — первый шаг в этом направлении. Следующими шагами явились заключение Конвенции о международной ответственности за ущерб, причинённый космическими объектами, Конвенции о регистрации космических объектов, запускаемых в космическое пространство, и Соглашение о деятельности государств на Луне и других небесных телах. В связи с притязаниями экваториальных стран на участки геостационарной орбиты и перспективой суборбитальных полётов МТКК актуальность приобрёл и вопрос о разграничении космич. и возд. пространств. Вопрос этот обсуждается юристами с начала космич. эры, а в ООН с 1966 этот вопрос фигурирует в повестке дня под назв. «определение или делимитация космического пространства». В июне 1979 СССР представил на рассмотрение Комитета ООН по космосу Рабочий документ, в соответствии с которым пространство выше 100—110 км от поверхности Земли должно рассматриваться в качестве космического пространства. Остро стоит и вопрос о разработке правового режима использования геостационарной орбиты.

Другое направление развития К. п. м. непосредственно связано с использованием ИСЗ для связи, ТВ, метеорологии, навигации и изучения природных ресурсов Земли, а также с созданием орбит. станций. Важное значение приобрёл, в частности, вопрос о правовых принципах организации и деятельности междунар. систем спутниковой связи.

Созданы и функционируют три междунар. орг-ции в этой области: «*Интерспутник*» (соглашение подписано в Москве 15.11.1971 и вступило в силу 12.7.1972), «*Интелсат*» (соглашение подписано в Вашингтоне 20.8.1971 и вступило в силу 12.2.1973), «*Инмарсат*» (соглашение подписано в Лондоне 3.9.1976 и 16.7.1979 вступило в силу). Важной проблемой в международно-правовом регулировании космич. радиосвязи является распределение и присвоение радиочастот.

Всё более актуальной становится задача международно-правовой регламентации использования спутников для непосредств. ТВ на индивидуальные телеприёмники, расположенные на территории др. гос-в. С 1970 вопрос этот обсуждается в ООН. Мн. страны выступают за разработку принципов непосредств. ТВ с помощью спутников. США, Великобритания, ФРГ и ряд др. западных стран выступают против принципа предварит. согласия гос-в на передачи, специально предназнач. для их территории. Задача состоит в том, чтобы реализовать огромные положит. потенциальные возможности спутников для этой цели и вместе с тем предотвратить их использование в качестве средств идеологич. диверсии, пропаганды вражды и ненависти между народами. Всё большее значение приобретает проблема регулирования космич. деятельности, связанной с исследованием природных ресурсов Земли. Сведения о природных ресурсах, полученные с помощью космич. средств, оказывают существенную помощь в решении многих народнохоз. задач. Именно поэтому использование космич. средств для изучения природных ресурсов Земли выдвигается сейчас в качестве одного из важнейших направлений космич. деятельности. Вместе с тем существуют серьёзные опасения относительно того, чтобы применение этих средств не превратилось в новую форму экономич. шпионажа. К. п. м. должно предотвратить возможность использования информации о природных ресурсах зарубежных гос-в в ущерб суверенным правам этих гос-в.

Если возникнет необходимость в создании спец. междунар. системы спутников для изучения природных ресурсов Земли, то само собой встанет и вопрос о правовых принципах орг-ции и деятельности такой системы. Создание около Земли постоянных орбит. станций, а также применение МТКК потребует определения их правового статуса, возможности и условий их использования странами, правового режима персонала, находящегося на их борту, и решения ряда др. юридич. вопросов. Заслуживает внимания проблема разработки правового режима междунар. пилотируемых космич. полётов. В перспективе не исключено, что возникнут правовые проблемы, связанные с разработкой природных ресурсов Луны, с использованием космич. средств для преобразования солнечной энергии в электрическую, с использованием *либрационных точек* в космич. пространстве.

Возможность в будущем межконтинентальных почтово-товарных, а затем и пасс. перевозок с помощью грузовых ракет и ракетопланов также может потребовать их международно-правового регулирования аналогично нормам нынешнего междунар. возд. права. В литературе по междунар. К. п. обсуждается вопрос и о том, что если в будущем будут установлены контакты жителей нашей планеты с разумными существами, к-рые могут быть обнаружены в далёких, ещё не известных нам мирах, то потребуется выработать нормы нового межпланетного права, призванного регулировать отношения между обитателями разл. планет. См. также *Международное сотрудничество в космосе*. *Г. П. Жуков.*

КОСМИ́ЧЕСКОЕ ПРОИЗВО́ДСТВО — производство вне Земли (в отличие от наземной ракетно-космической промышленности). Научно вопрос о его необходимости впервые поставил К. Э. *Циолковский*. Он считал, что К. п. придётся создать для обеспечения участников длит. космич. путешествий и персонала постоянных внеземных станций кислородом и пищей; обслуживания технич. нужд космонавтики (стр-во ремонтных, стартовых и пр. космич. баз, произ-во ракетного топлива на планетных телах и т. д.); расселения людей в околосолнечном пространстве; обоснования их близ других звёзд. Имея в виду сравнительно далёкие перспективы освоения космоса, Циолковский писал о включении планет в сферу добывающей промышленности, о «развитии в эфире индустрии в самом широком смысле» и т. п.

В историч. плане К. п. выступает закономерным следствием по крайней мере трёх взаимосвязанных факторов — космизации науки и техники, развития практич. космонавтики и роста кол-ва и разнообразия нужд общества. Науч. познание и технич. использование в земных условиях всё новых объектов микро- и мегамира открывают реальные перспективы осуществления производств. процессов и в космосе. В то же время прогресс космонавтики требует налаживания К. п. Вывод в космическое пространство ракетами полезных грузов определённой массы ограничивает масштабы и темпы проникновения человека в мировое пространство. Радикальным решением проблемы представляется замена снабжения с Земли работающих в космосе людей изготовлением всего необходимого им «на месте» за счёт энергетических и сырьевых ресурсов внеземной природы. Тем самым будет создана материальная база для широкого освоения и обживания космоса. Наконец, организация и развёртывание К. п. позволят получать такие ценнейшие для общества виды продукции, выпуск к-рых на Земле либо очень труден и дорог, либо вообще невозможен.

Основы К. п. закладываются уже сегодня. Пока все КА (и автоматические, и с экипажами) непосредственно служат добыванию новой научной информации, зачастую намного превосходя в данном отношении любые другие средства. Вместе с тем формируется ряд компонентов материального К. п., поскольку они, в частности, необходимы для получения научных знаний. В их число входят космические энергетика, связь, транспорт, автоматика. Зарождается космич. стр-во. Неуклонно увеличивается число научно-технич. проектов, исследований, экспериментов и разработок, направленных на развитие перечисл. и организацию ещё отсутствующих компонентов (добычи внеземного сырья, его переработки в нек-рые вещества, материалы, детали и т. д.).

Хотя становление материального К. п. займёт в целом много десятилетий, отд. космич. производственно-технич. комплексы появятся, по-видимому, довольно скоро. В науч. и технич. литературе обсуждаются перспективы использования космич. вакуума, невесомости и иных естеств. внеземных факторов в целях пром. получения принципиально новых хим. соединений, сплавов, конструкц. и иных материалов и их композиций, сверхчистых веществ и кристаллов, высококачеств. полупроводников, антибиотиков, вакцин, ферментов, различных изделий (в т. ч.— сложной конфигурации) и т. д. Всё более внушительный размах приобретают разработка и опробование спец. орудий труда и технологич. процессов (сварки, пайки, резки, плавления, очистки, сборки и пр.), предназнач. для производств. применения в космосе и обещающих немалую экономич. выгоду. Техника, технология, организация и экономика орбитальных и других (напр., лунных) космич. пром. предприятий должны отличаться небывало высокими качеств. показателями. В итоге, кроме своего прямого назначения, они будут выполнять не менее важную функцию подготовки грядущих ступеней развития всего общественного производства.

Е. Т. Фаддеев.

КОСМИ́ЧЕСКОЕ ПРОСТРА́НСТВО — пространство, простирающееся за пределами земной атмосферы. Иногда рассматривают не К. п. в целом (см. *Космос*), а те или иные его области, характеризующиеся весьма различными свойствами,— околоземное К. п., межпланетное пространство, межзвёздное пространство и т. д. Наряду с этими терминами для обобщённой характеристики условий пилотируемого полёта используются такие понятия, как «ближний космос», «дальний, или открытый космос», характеризующие высоту полёта по отношению к Земле и переход космонавтов в условия отсутствия атмосферы, в состояние невесомости и пр. Решением Международной авиационной федерации (ФАИ) условно принято считать полёты

космическими в том случае, если высота их не менее 100 км. В международном космич. праве нет договорной нормы, устанавливающей границу между возд. пространством и космич. пространством. Преобладающей является точка зрения, согласно к-рой такая граница должна быть установлена на высоте миним. перигеев ИСЗ (~ 100 км над поверхностью Земли).

КОСМИ́ЧЕСКОЕ ТЕЛЕВИ́ДЕНИЕ, космовидение — передача изображений с борта КА с помощью космических телевизионных систем (КТС). Развитие К. т. обусловлено большой науч. и прикладной ценностью информации, представляемой в форме изображений, наглядностью и доступностью её для изучения и использования разл. потребителями. Сформировались четыре вида задач, решаемых с помощью КТС: науч. исследования, дистанц. контроль и управление, хоз. использование, массовая информация.

Вынос с помощью КА наблюдательных приборов за пределы земной атмосферы и доставка их непосредственно к объектам исследования позволяют получить ценную науч. информацию. С помощью КТС сделан существенный вклад в исследование Луны и планет. Так, напр., уже первое применение К. т. (1959, «Луна-3») позволило получить с помощью *фототелевизионной системы* изображение обратной стороны Луны. Во время полёта КК «Восток» 12 апр. 1961 впервые из космоса на Землю передавалось ТВ изображение космонавта Ю. А. Гагарина. КТС используются также для дистанц. контроля за проведением технологич. операций в космосе: развёртыванием больших конструкций («Эхо»), в т. ч. антенн большого диаметра («Салют-6», «АТС-6»), стыковкой КА, выходом человека в космос и др. Развитием методов дистанц. контроля с помощью КТС является дистанц. ТВ управление КА, впервые осуществл. на «Луноходе-1». Значительный хоз. эффект даёт применение КТС при наблюдении из космоса облачного покрова, поверхности Земли (часто в 2—6 зонах оптич. спектра) и т. д. (см. *Космическое землеведение*). КТС широко используется для массовой информации путём передачи изображения с КА, в первую очередь с пилотируемых, через вещательную ТВ сеть. Начало такого К. т. относится к 1962 (полёты сов. космонавтов А. Г. Николаева и П. Р. Поповича). Системы К. т. близки или идентичны по параметрам к вещательному ТВ. Осн. отличие науч. и хоз. КТС от систем вещательного ТВ состоит в более медленной передаче информации, что вызвано большими расстояниями и, как правило, пониженными требованиями к динамике передачи. В вещательном ТВ один кадр передаётся за $^1/_{25}$ с, в то время как в КТС может передаваться один кадр за время от неск. с до десятков мин. КТС делятся на электронные и оптико-механич. В первых изображение передаваемого объекта преобразуется в электрич. сигнал посредством подвижного электронного пучка и фоточувствит. элементов. Во вторых для этих целей используются подвижные оптико-механич. элементы, к-рые обеспечивают лучшее качество передаваемого изображения, чем электронные, но являются менее быстродействующими, что, однако, допустимо для многих космич. применений. Выделяются панорамные оптико-механич. КТС, обеспечивающие большой угол зрения (до 360°) при высокой чёткости (до 600 строк и более). С их помощью были впервые получены изображения поверхности Луны («Луна-9»), Венеры («Венера-9») и Марса («Викинг-1»). Электронные ТВ устройства используются для науч. наблюдений (напр., «Маринер»), дистанц. контроля и управления («Луноход») и для передачи массовой информации. *А. С. Селиванов.*

КОСМОГО́НИЯ (греч. kosmogonía, от kósmos — мир, Вселенная и gonḗ, gonéia — рождение) — область астрономии, изучающая происхождение и развитие космич. тел и их систем: звёзд и звёздных скоплений, галактик, туманностей, Солнечной системы и всех входящих в неё тел — Солнца, планет (включая Землю), их спутников, астероидов (малых планет), комет, метеоритов. К. опирается на данные астрофизики, наук о Земле и Луне, в т. ч. на прямые исследования при помощи КА.

Планетная космогония. При выяснении вопроса, в каком состоянии находилось ранее вещество, ныне образующее планеты, важную роль играют закономерности движения планет — их обращение вокруг Солнца в одном направлении по почти круговым орбитам, лежащим примерно в одной плоскости,— и деление планет на 2 группы (отличающиеся по массе и составу) — группу близких к Солнцу планет земного типа и группу далёких от Солнца планет-гигантов. При выяснении вопроса о том, откуда взялось около Солнца допланетное вещество, важную роль играет проблема распределения кинетич. момента (КМ) между Солнцем и планетами: почему всего 2% общего КМ всей Солнечной системы заключено в осевом вращении Солнца, а 98% приходится на орбитальное движение планет, суммарная масса к-рых в 750 раз меньше массы Солнца?

В 40-х гг. 20 в., после крушения гипотезы Джинса, предполагавшей образование планет из раскалённых сгустков солнечного вещества, вырванных притяжением пролетевшей мимо звезды, планетная К. вернулась к классич. идеям Канта и Лапласа об образовании планет из рассеянного вещества. Общепризнано, что большинство планет аккумулировалось из твёрдого, а Юпитер и Сатурн также и из газообразного веществ. По-видимому, существовавшее вблизи экваториальной плоскости Солнца газово-пылевое облако простиралось за пределы совр. планетной системы. Исходят из господствующих представлений об образовании Солнца из сжимающейся и вращающейся туманности (протосолнца), большинство астрономов считает, что протопланетное облако той или иной массы отделилось под действием центробежной силы от протосолнца на заключит. стадии его сжатия. Но, в отличие от Лапласа, рассматривавшего это отделение чисто механически, сейчас учитываются эффекты, связанные с наличием магнитного поля и корпускулярного излучения Солнца. Из-за огромных вычислит. трудностей количеств. проверка гипотезы отделения пока не проведена. Астрофизич. данные говорят в пользу низкой нач. темп-ры протопланетного диска, при к-рой в нём могли сохраниться межзвёздные пылинки. Но изучение метеоритов, как будто, указывает, что их вещество конденсировалось из остывающих горячих газов, хотя в конце 70-х гг. 20 в. в метеоритах найдены следы присутствия межзвёздных пылинок. Внутр. зона протопланетного диска прогревалась Солнцем и там могли образоваться (или сохраниться) только нелетучие, в осн. каменистые пылинки, тогда как во внеш. холодной зоне конденсировались (или сохранились в твёрдом состоянии) также и летучие вещества. Хотя масса пыли составляла менее 2% от всей массы протопланетного облака, именно её эволюция сыграла гл. роль в образовании планет. За сравнительно короткое время пыль осела к центральной плоскости диска и из неё образовалось множество «промежуточных» тел размером в сотни км. На следующем значительно более длит. этапе эволюции из роя «промежуточных» тел (а в случае планет-гигантов — и газа) аккумулировались планеты.

В космич. (солнечном) веществе летучих веществ, способных конденсироваться в холодной внеш. зоне, в неск. раз больше, чем нелетучих. Кроме того, протяжённость этой зоны много больше, чем внутр. прогретой. Поэтому в протопланетном диске возникло огромное различие не только в составе, но и в кол-ве пылевого вещества во внутр. и внеш. зонах, что привело к различиям в составе и массах планет земной группы и планет-гигантов. Этому способствовало также и то, что Юпитер и Сатурн вобрали в себя не только твёрдое вещество, но и водород и гелий, которые повсеместно оставались в газообразном состоянии. Небольшие количества этих газов вобрали в себя также Уран и Нептун. Малая масса Плутона связана с тем, что он образовался на самом краю планетной системы.

Рост планет земной группы прекратился тогда, когда они вобрали в себя практически всё твёрдое вещество, имевшееся в области их орбит. У планет-гигантов рост прекратился тогда, когда под действием их сил тяготения все остающиеся «промежуточные» тела и их обломки (а также газы) были выброшены из зоны формирования планет. В рассеянии газов важную роль могло сыграть интенсивное корпускулярное излучение молодого Солнца. Каменистые «промежуточные» тела внутр. зоны частично сохранились в пространстве между орбитами Марса и Юпитера. Это — совр. астероиды. Часть ледяных тел, выброшенных из зоны планет-гигантов, не рассеялась в межзвёздном пространстве, а образовала, по-видимому гигантское облако, т. н. облако Оорта, простирающееся до расстояний в 100—150 тыс. а. е. от Солнца. Предполагается, что оно служит источником ныне наблюдаемых комет.

Неупругие столкновения тел, происходившие в окрестностях растущих планет, приводили к тому, что часть обломков переходила на спутниковые орбиты. Вокруг планет возникали рои твёрдых тел и частиц. Из них аккумулировались спутники планет. У Юпитера, Сатурна и Урана из околопланетных роёв аккумулировались системы спутников, движущихся в направлении вращения планет по круговым орбитам, лежащим в экваториальной плоскости планеты. Эти системы спутников подобны солнечной системе. Те спутники Юпитера, Сатурна и Нептуна, к-рые обладают обратным движением, были, вероятно, захвачены из числа «промежуточных» тел.

В сер. 70-х гг. 20 в. казалось вероятным, что Луна аккумулировалась из околоземного роя, возникшего описанным выше способом. Она могла образоваться на расстоянии ~ 10 земных радиусов, а затем отодвинуться на совр. расстояние от Земли в результате приливного трения. Однако такая гипотеза наталкива-

ется на трудности при объяснении нек-рых фактов, выявленных исследованиями на поверхности Луны и лабораторным изучением образцов лунного грунта. Напр., непонятно, почему состав Луны заметно отличается от состава Земли, как объяснить раннее образование лунной коры, для к-рой необходима высокая нач. темп-ра хотя бы только наружных слоёв Луны. Эти факты можно объяснить, предполагая, что околоземный рой образовался не в ходе аккумуляции Земли, а в результате столкновения двух «промежуточных» тел соответствующего состава. Однако такое предположение представляется искусственным, и вопрос о происхождении Луны остаётся нерешённым.

Планеты земной группы отличаются друг от друга по ср. хим. составу. Напр., Меркурий содержит ~60% металлич. железа, тогда как Луна — 0—5%. О причинах этих различий существуют различные мнения. Снимки поверхности Марса и Меркурия с КА и данные о составе поверхности Венеры, полученные спускаемыми аппаратами КА «Венера», показывают, что и у этих планет, а не только у Земли и Луны, имеется кора, состоящая из горных пород, являющихся продуктом магматической дифференциации недр. Т. о., образцы поверхностного вещества планет земной группы не могут характеризовать ни хим. состав, ни первичный минералогич. состав этих тел. Ввиду этого исключительно важное значение для изучения происхождения планет играют и будут играть исследования метеоритов, т. к. вещество многих из них мало изменено со времени аккумуляции пылевого вещества в протопланетном облаке. Измерения радиоактивных изотопов и продуктов их распада показывают, что возраст древнейших метеоритов составляет ~ 4,6 млрд. лет. Поскольку астероиды, являющиеся родительными телами метеоритов, быстро аккумулировались в самом начале образования Солнечной системы, этот возраст принимается за возраст всей системы.

В межпланетном пространстве, несомненно, существуют рыхлые типы метеорного вещества, не способные вследствие своей хрупкости сохраниться при полёте сквозь земную атмосферу и потому недоступные лабораторному изучению. Они будут исследованы путём посылки КА к астероидам. Огромное значение будет иметь посылка КА к кометам, т. к. в их ледяных ядрах вещество вследствие низкой темп-ры сохранилось в неизменном виде со времени образования Солнечной системы. *Б. Ю. Левин.*

Звёздная космогония. Проблемы происхождения и эволюции звёзд и звёздных систем изучаются в разделе К., наз. звёздной К. В ходе эволюции звезда проходит стадии, к-рые определяются изменениями условий механич. и теплового равновесия в её недрах. В результате ядерных реакций постепенно изменяется хим. состав звезды, ядро уплотняется и разогревается. Исследования показывают, что это сопровождается увеличением светимости и радиуса звезды. Время эволюции звёзд существенно зависит от их массы. Для Солнца оно составляет 10^{10} лет, для звёзд спектрального класса 0— неск. млн. лет (у таких горячих звёзд запасы водорода быстро истощаются). Поэтому все наблюдаемые горячие звёзды — молодые, недавно образовавшиеся. Концентрация молодых звёзд в скоплениях и ассоциациях показывает, что звёзды образуются группами. Связь этих групп с межзвёздной средой, в частности с тёмной полосой сжатого газа на кромке спиральных ветвей галактик, и ряд др. фактов привели к представлению, что звёзды формируются при сжатии и дроблении больших холодных газово-пылевых облаков (в силу их гравитац. неустойчивости) на отд. сгустки, к-рые продолжают сжиматься под действием собств. тяготения. Большую роль в сжатии протозвёздных облаков могут играть ударные волны, порождаемые вспышками сверхновых звёзд.

На нач. стадии эволюции звезда светит за счёт энергии гравитац. сжатия. При образовании звёзд большую роль играет магнитное поле. Под действием сил гравитации межзвёздный газ скользит вдоль силовых линий магнитного поля (по законам магнитогидродинамики ионизованный газ — плазма — не может двигаться поперёк силовых линий). Когда же газ, собираясь с больших расстояний, образует плотные массивные комплексы, он сжимается и поперёк силовых линий. Такой механизм образования протозвёздных комплексов газа при участии магнитного поля наз. неустойчивостью Рэлея — Тейлора.

В этой концепции предполагается, что звёзды и межзвёздная среда представляют собой 2 фазы эволюции вещества галактик. Со временем межзвёздная среда истощится, в галактике исчезнут молодые звёзды, бо́льшая часть массы будет сосредоточена в звёздах малой массы, к-рые эволюционируют медленно, а также в остатках звёзд: в белых карликах, нейтронных звёздах и более массивных остатках.

В. А. Амбарцумян выдвинул другую космогонич. концепцию, основанную на том факте, что в объектах самых разных масштабов — от звёзд-карликов до ядер галактик — наблюдаются взрывы, проявления нестационарности, а также на предполагаемом распаде нек-рых звёздных систем и скоплений галактик. Согласно этой концепции, в ядрах галактик содержится сверхплотное «дозвёздное» вещество, к-рое и служит материалом для образования галактик. Входящие в состав галактик звёздные ассоциации также образуются из «осколков» этого вещества; наблюдаемые на поверхности звёзд-карликов взрывы объясняются распадом «дозвёздного» вещества. Скопления галактик предполагаются относительно молодыми (в астрономич. смысле этого слова), образовавшимися из «дозвёздного» вещества. Свойства «дозвёздного» вещества ещё не известны. Однако в концепции В. А. Амбарцумяна предполагается, что для этого вещества фундаментальные законы совр. физики могут оказаться несправедливыми.

С. Б. Пикельнер.

КОСМОДРО́М (от *космос* и греч. drómos — бег, место для бега) — комплекс сооружений, оборудования и земельных участков, предназначенный для приёма, хранения, сборки, испытаний, подготовки к пуску и пуска РН с КА; иногда для посадки КА, возвращающихся из космоса на Землю. В зависимости от места расположения К. имеет одну или неск. трасс пуска (в их направлении проходит *активный участок* полёта РН), вдоль к-рых расположены измерит. пункты.

При выборе места для стр-ва К. учитывается ряд факторов, осн. из к-рых являются: наличие зон отчуждения (незаселённой или малонаселённой местности) в целях безопасности (для падения отработанных ступеней РН и в аварийных ситуациях), энергетич. фактор, связанный с мощностью двигателей используемых РН, географич. р-н пуска и наличие хорошо развитой сети трансп. магистралей.

Влияют также рельеф местности, структура грунта, наличие рек и др. водоёмов, используемых в качестве водных путей и для водоснабжения, состояние грунтовых вод, климатич. и метеорологич. условия и др. факторы. Напр., климатич. условия в р-не расположения К. влияют на надёжность работы оборудования К., на характер инженерно-технич. решений при создании сооружений, зданий и т. д. Важное значение имеет число безоблачных дней в году в р-не К. для более эффективного использования оптич. средств слежения за полётом РН.

В соответствии с нац. программами освоения космоса мн. страны пока привязаны только к К., располож. на континентальной части земного шара (за исключением Италии, располагающей плавучим К.). Однако развитие космонавтики, возможно, потребует иного подхода к этому вопросу.

Требования, предъявляемые к условиям пуска РН, меняются в зависимости от характера стоящих при пуске задач. Напр., связные ИСЗ желательно выводить на стационарные орбиты, располож. строго в плоскости экватора. На экваториальную орбиту ИСЗ легче всего (по крайней мере теоретически) запускать с экватора, используя т. н. метод прямого вывода. При таком методе не требуется промежуточного маневрирования для вывода ИСЗ в плоскость экватора, что является необходимым, если запуск производится с др. широты. Кроме того, вывод на экваториальную орбиту в вост. направлении с К. на экваторе облегчается в связи с суточным вращением Земли, т. к. в этом случае скорость движения РН относительно К. складывается со скоростью движения К. относительно центра масс Земли, к-рая на экваторе принимает макс. значение. Напр., дополнит. скорость РН, запущенной с экватора,— 465 м/с, а на широте К. Байконур — 316 м/с. Указанное обстоятельство при заданной мощности РН позволяет вывести на экваториальную орбиту полезный груз большей массы. В 1982 вблизи экватора располагались 2 К.— Куру и Сан-Марко. В то же время для вывода полезного груза (при заданной РН) на полярные орбиты более предпочтительно использование К., лежащих в высоких широтах.

Каждый *космический комплекс* на К. включает, помимо гл. объектов — *технического комплекса* и *стартового комплекса* (СК),— средства *измерительного комплекса космодрома.* В зарубежной терминологии технич. и стартовый комплексы объединены в единый стартовый комплекс с одной *технической позицией* и одной или несколькими *стартовыми позициями.*

Большое значение для К. имеют компактное размещение СК и их группировка по классам РН, что позволяет расширить диапазоны секторов азимутов пуска с каждого СК, централизованно использовать технич. оборудование и сооружения К. (напр., систем энергоснабжения, водоснабжения, водоочистки, пожаротушения и т. д.), а также иметь сравнительно малые по длине внутрикосмодромные коммуникации. Размещение СК вдоль океанского побережья значительно упрощает проблему выбора зон отчуждения К. и позволяет за счёт использования водного транспорта существенно уменьшить трансп. издержки на доставку составных

частей и подсистем РН, компонентов топлива, элементов конструкций технологич. и инженерно-строит. оборудования, необходимых для стр-ва и эксплуатации К., а также облегчить с помощью внутрикосмодромной сети каналов доставку крупногабаритных ступеней РН непосредственно к месту их сборки.

То обстоятельство, что СК подвержены влиянию метеоусловий, вынуждает принимать меры по их защите (и защите РН) от воздействия погодных условий, в частности ветровых нагрузок, возникающих во время ураганов.

В мировой практике технич. подготовки РН (напр., в США) используются 3 технологич. метода, к-рые положены в основу конструктивного решения существующих СК: фиксированный, мобильный и смешанный. Фиксиров. метод — проверка ступеней РН, сборка, предстартовая проверка и пуск РН (всё осуществляется на стартовой позиции). Мобильный метод — проверка ступеней РН, сборка и комплексная проверка РН и КА на технич. позиции и предстартовая проверка и пуск РН на стартовой позиции. Смешанный метод — проверка ступеней РН в горизонтальном положении на технич. позиции, а сборка РН, её установка в вертик. положение, проверка и пуск — на стартовой позиции, к-рая является осн. функциональным элементом данного СК.

Среди указанных технологич. методов можно выделить 2 группы: методы технич. подготовки РН к запуску на стартовой позиции (фиксиров. и смешанный) и метод технич. подготовки РН к запуску на технич. позиции (мобильный метод). Методы технич. подготовки РН на стартовой позиции, унаследованные от техники подготовки обычных баллистич. (боевых) ракет, широко использовались, в частности, амер. специалистами с момента вывода на орбиту их первого КА. Считалось целесообразным создавать СК РН путём приспособления однотипных СК МБР с установившимися особенностями их технич. подготовки, а не путём принятия новых конструктивных решений, учитывающих специфику космич. техники. Такой подход, выгодный с точки зрения быстрого ввода РН в эксплуатацию, имеет мн. недостатков. Гл. из них: большое время нахождения РН на *пусковой установке* (ПУ) и, как следствие, небольшая пропускная способность СК; несовершенство процесса проверок подсистем РН и КА, что снижает надёжность их подготовки к пуску; потенциальная опасность срыва сроков выполнения космич. программ в случае возникновения аварийной ситуации на СК; необходимость модификации СК при модификации РН; высокий уровень денежных затрат на стр-во большого числа СК.

Проблема увеличения пропускной способности СК, к-рая обострилась с увеличением массы и мощности РН, специфика дальнейшего развития космич. техники заставили амер. специалистов пересмотреть свои взгляды и разработать принципиально новый (мобильный) метод технич. подготовки РН, к-рый обеспечивал бы высокую пропускную способность СК, уменьшение до минимума объёма технологич. операций при подготовке РН к пуску, решение проблемы компактного размещения СК с учётом вероятности аварийной ситуации на стартовой позиции. Преимущества мобильного метода по сравнению с эксплуатац. возможностями СК, использующих методы подготовки РН на стартовой позиции: обеспечение гибкости планирования пусков, т. е. задержка пуска РН не сказывается на последующих пусках, т. к. подготовл. РН можно отправить для хранения на технич. позицию; исключение необходимости принятия мер по защите РН на стартовой позиции от влияния неблагоприятных погодных условий, т. е. в случае неблагоприятного метеопрогноза РН может быть отправлена на технич. позицию; осуществление пусков однотипных РН разл. конструкции.

С заводов-изготовителей РН (или их ступени) и КА доставляются на К. (на технич. позицию) по ж. д., шоссейным дорогам, самолётами, речным и мор. транспортом — в случае расположения К. на побережье морей и океанов (см. *Транспортировка ракеты*). На технич. позиции в *монтажно-испытательном корпусе* (МИК) РН и КА собирают и испытывают их отд. узлы и агрегаты. Для РН, имеющих в своём составе ступени с РДТТ, строится также отд. МИК для их сборки и пристыковки к др. ступеням. Горизонтальная сборка ступеней РН производится на монтажно-стыковочных тележках (см. *Стыковочно-монтажное оборудование*), передвигающихся, как правило, по ж.-д. путям МИК. После испытаний отд. ступеней РН собирается в горизонтальном или вертик. положении на сборочном стапеле или пусковой платформе мостовыми кранами. После сборки РН проходит автономные и комплексные испытания; для этого в МИК имеется необходимая контрольно-проверочная аппаратура, наземное электросиловое и пневматич. оборудование. Испытание приборов системы управления РН проводится в лабораториях МИК. Доступ операторов к люкам и стыкам РН при сборке и испытаниях обеспечивается агрегатами, передвижными площадками обслуживания и т. д. Собранная и испытанная (в горизонтальном положении) РН с помощью кранов и траверс перекладывается на *транспортно-установочный агрегат* или *транспортно-установочную тележку*.

Одновременно со сборкой РН собирается и испытывается КА. Для этого на К. имеется специализир. МИК или спец. помещение в МИК. Собранный и испытанный КА направляется для *заправки* на *заправочную станцию* (см. также *Компрессорная станция*). Масса компонентов топлива, заправляемых в КА, колеблется от десятков кг до неск. т, в связи с чем используются разл. методы дозирования (см. *Дозатор*). Малые кол-ва дозируются в массовых дозаторах, большие — методом объёмного дозирования. При объёмном дозировании строго контролируется темп-ра топлива, что позволяет, зная хим. состав топлива, определить его плотность в момент заправки и пересчитать объёмные дозы в массовые. Из *хранилищ топлива* окислитель и горючее подаются насосными установками или методом вытеснения. Перед заправкой компоненты топлива термостатируются (см. *Термостатирование*), нек-рые из них подвергаются деаэрации (см. *Деаэрация топлива*). Топл. баки и часть заправочных трактов (до мембран) перед заправкой вакуумируются для удаления из них воздуха. Система заправки сжатыми газами обеспечивает заправку баллонов высокого давления КА и заполнение свободного пространства топл. баков инертным газом (обычно гелием) после заправки компонентами топлива. Заправка КА производится в заправочном зале станции, включающем системы: приточно-вытяжную вентиляцию, противопожарную, пром. стоков, коммуникаций (электрич., заправочных, дренажных), а также средства обслуживания КА — площадки и т. п. Криогенными компонентами топлива КА заправляется на стартовой позиции. Трубопроводы станции снабжены дистанционно управляемой аппаратурой и гибкими шлангами (см. *Шланги* т о п л и в н ы е) для подсоединения к *наполнительным соединениям*. Исполнение всех технологич. операций заправочной станции фиксируется системой датчиков, показания к-рых регистрируются на световых табло и приборах пультов систем дистанц. и автоматич. управления станции. Затем КА подаётся в МИК для пристыковки к РН. После проверки правильности стыковки и кабельных связей РН с КА они транспортируются на стартовую позицию. РН с КА устанавливается на ПУ (см. *Установка ракеты*) или *пусковое сооружение*, осуществляется подвод топливных, электрич., пневматич. и др. коммуникаций, заправляется компонентами ракетного топлива и сжатыми газами, проверяется на функционирование отд. элементов (см. *Наземное оборудование космических комплексов*). Затем производится *пуск ракеты*. При несостоявшемся пуске топливо из РН сливается (см. *Слив топлива*), топл. баки в случае применения токсичных топлив нейтрализуются (см. *Нейтрализация ракеты*, *Нейтрализация топлива*), производится *снятие ракеты* и транспортировка её обратно на технич. позицию.

При подготовке РН с КА к пуску, во время выведения на заданную орбиту, а также для контроля функционирования РН и КА в полёте и определения элементов траектории используется измерит. комплекс К. Ввиду значит. протяжённости участков выведения РН К. имеет неск. измерит. пунктов, оснащённых необходимой радиотехнич. аппаратурой для проведения измерений, средствами систем единого времени, автоматизир. обработки информации и передачи данных. Измерит. пункты располагаются относительно трассы полёта РН так, чтобы обеспечить непрерывное слежение за РН в полёте и оптим. соотношение между линиями визирования на летящую РН одновременно с неск. измерит. пунктов для наиболее точного определения составляющих вектора скорости и координат траектории. Полученная информация после предварит. обработки на измерит. пунктах передаётся по каналам связи в вычислит. центр К. Для каждого типа РН имеется командный пункт управления пуском, являющийся частью стартового комплекса. На К. (в р-не стартовых позиций) располагается также часть средств *поисково-спасательного комплекса*. К. взаимодействует с командно-измерит. пунктами, центральным командным пунктом, центральными пунктами управления КА разл. типов и т. п. (см. *Наземный автоматизированный комплекс управления*, *Баллистический центр*, *Полигон посадки*, *Центр дальней космической связи*). На крупных К. организовано произ-во нек-рых компонентов ракетного топлива, элементов КА, осуществляют подготовку обслуживающего персонала.

Совр. К.— сложное, многоотраслевое предприятие, занимающее обширную терр., насыщенную трансп. и инж. коммуникациями, линиями связи и электропередач. Размеры этой терр. могут составлять сотни км², обслуживающий персонал достигает десятков тыс. чел., стои-

мость создания К. и его оборудования — неск. млрд. рублей.

В 1983 функционировали К.: *Байконур*, *Капустин Яр*, *Плесецк* (СССР), *Восточный испытательный полигон*, *Западный испытательный полигон*, *Уоллопс* (США), *Куру* (Франция), *Утиноура*, *Танегасима* (Япония), *Чанчэнцзе* (КНР), *Сан-Марко* (Италия), *Шрихарикота* (Индия). К. *Хаммагир* (франц. космодром на терр. Алжира) и *Вумера* (Австралия) закрыты. Упомянутые страны, а также ряд др. стран, осуществляющих свои нац. космич. программы, имеют небольшие ракетные полигоны, на к-рых испытывается ракетная и космич. техника и осуществляются пуски иссл. ракет: *Кваджалейн*, *Уайт-Сандс*, *Тихоокеанский ракетный полигон*, Эглин-Галф (США), *Бискаррос* (Франция), *Сальто-ди-Куирра* (Италия), *Хай-Даун* (Великобритания), *Тхумба* (Индия), *Кируна* (Швеция), *Аннё* (Норвегия), *Черчилл* (Канада), *Баррейру-ду-Инферну* (Бразилия), *Чамикаль* (Аргентина), *Памёнгпёк* (Индонезия) и др. См. вкл. XLI и XLII. *В. П. Бармин.*

КОСМОЛО́ГИЯ (от *космос* и греч. lógos — слово, учение) — раздел астрономии, в к-ром изучаются общие закономерности строения Вселенной. К. включает теорию всего охваченного астрономич. наблюдениями мира как части Вселенной. Проблема развития этой, фактически наблюдаемой части Вселенной связывает К. с *космогонией*. К. тесно связана с теоретич. физикой (теорией тяготения, теорией электромагнитного поля, квантовой теорией) и затрагивает коренные проблемы философии. К. изучает распределение, взаимодействие и движение масс в мировом пространстве, его геометрич. свойства и эволюционные процессы во Вселенной. Открытие явления красного смещения в спектрах далёких галактик (см. *Метагалактика*), существование микроволнового фонового излучения (т. н. реликтового излучения) подтверждают концепцию нестационарной, расширяющейся Вселенной. В зависимости от ср. плотности материи Вселенная может продолжать неограниченно расширяться (в случае малой плотности) либо фаза сжатия сменит фазу расширения.

КОСМОНА́ВТ (от *космос* и греч. náutēs — мореплаватель), астронавт — человек, проводящий испытания и эксплуатацию космической техники в космическом полёте; профессия, появившаяся в результате проникновения в космос человека (1961). Первых кандидатов в космонавты отбирали из числа воен. лётчиков (СССР), лётчиков-испытателей (США), т. к. необходимые качества (высокое лётное мастерство, способность мгновенно принимать решения и умение ориентироваться в аварийных ситуациях, хорошая переносимость шумов, вибраций, ускорений и комбинаций этих факторов, опыт проведения наблюдений и регистрации их результатов и т. д.) наиболее полно сочетаются в этих профессиях. Позднее, как в СССР, так и в США, в экипажи КК стали включать инженеров и учёных с необходимыми спец. знаниями. Подготовка К. в Советском Союзе началась в 1960, в США для полётов на КК «Меркурий» — в 1959, «Джемини» и «Аполлон» — в 1962. На 1.1.1984 полёты в космос совершили: Ю. А. Гагарин (1961), Г. С. Титов (1961), А. Г. Николаев (1962, 1970), П. Р. Попович (1962, 1974), В. Ф. Быковский (1963, 1976, 1978), В. В. Терешкова (1963), В. М. Комаров (1964, 1967), К. П. Феоктистов (1964), Б. Б. Егоров (1964), П. И. Беляев (1965), А. А. Леонов (1965, 1975), Г. Т. Береговой (1968), В. А. Шаталов (1969 — 2 раза, 1971), А. С. Елисеев (1969 — 2 раза, 1971), Е. В. Хрунов (1969), Б. В. Волынов (1969, 1976), Г. С. Шонин (1969), В. Н. Кубасов (1969, 1975, 1980), А. В. Филипченко (1969, 1974), В. Н. Волков (1969, 1971), В. В. Горбатко (1969, 1977, 1980), В. И. Севастьянов (1970, 1975), Н. Н. Рукавишников (1971, 1974, 1979), Г. Т. Добровольский (1971), В. И. Пацаев (1971), В. Г. Лазарев (1973, 1975 — суборбит. полёт), О. Г. Макаров (1973, 1975 — суборбит. полёт, 1978, 1980), П. И. Климук (1973, 1975, 1978), В. В. Лебедев (1973, 1982), Ю. П. Артюхин (1974), Г. В. Сарафанов (1974), Л. С. Дёмин (1974), А. А. Губарев (1975, 1978), Г. М. Гречко (1975, 1977—1978), В. М. Жолобов (1976), В. В. Аксёнов (1976, 1980), В. Д. Зудов (1976), В. И. Рождественский (1976), Ю. Н. Глазков (1977), В. В. Ковалёнок (1977, 1978, 1981), В. В. Рюмин (1977, 1979, 1980), Ю. В. Романенко (1977—78, 1980), В. А. Джанибеков (1978, 1981, 1982), А. С. Иванченков (1978, 1982), В. А. Ляхов (1979, 1983), Л. И. Попов (1980, 1981, 1982), Ю. В. Малышев (1980), Л. Д. Кизим (1980), Г. М. Стрекалов (1980, 1983), В. П. Савиных (1981), А. Н. Березовой (1982), А. А. Серебров (1982, 1983), С. Е. Савицкая (1982), В. Г. Титов (1983), А. П. Александров (1983)— СССР; А. Шепард (1961, 1971), В. Гриссом (1961, 1965), Дж. Гленн (1962), М. С. Карпентер (1962), У. Ширра (1962, 1965, 1968), Г. Купер (1963, 1965), Дж. Янг (1965, 1966, 1969, 1972, 1981, 1983), Дж. Макдивитт (1965, 1969), Э. Уайт (1965), Ч. Конрад (1965, 1966, 1969, 1973), Ф. Борман (1965, 1968), Дж. Ловелл (1965, 1966, 1968, 1970), Т. Стаффорд (1965, 1966, 1969, 1975), Н. Армстронг (1966, 1969), Д. Скотт (1966, 1969, 1971), Ю. Сернан (1966, 1969, 1972), М. Коллинз (1966, 1969), Р. Гордон (1966, 1969), Э. Олдрин (1966, 1969), У. Каннингем (1968), Д. Эйзел (1968), У. Андерс (1968), Р. Швейкарт (1969), А. Бин (1969, 1973), Дж. Суиджерт (1970), Ф. Хейс (1970), Э. Митчелл (1971), С. Руса (1971), А. Уорден (1971), Дж. Ирвин (1971), Т. Маттингли (1972, 1982), Ч. Дьюк (1972), Р. Эванс (1972), Х. Шмитт (1972), Дж. Кервин (1973), П. Вейц (1973, 1983), О. Гэрриот (1973, 1983), Дж. Лусма (1973, 1982), Дж. Карр (1973—74), Э. Гибсон (1973—74), У. Поуг (1973—74), В. Бранд (1975, 1982), Д. Слейтон (1975), Р. Криппен (1981, 1983), Р. Трули (1981, 1983), Дж. Энгл (1981), Ч. Фуллертон (1982), Г. Хартсфилд (1982), Р. Овермайер (1982), Дж. Аллен (1982), У. Ленуар (1982), К. Бобко (1983), С. Масгрейв (1983), Д. Петерсон (1983), Ф. Хаук (1983), Дж. Фабиан (1983), С. Райд (1983), Н. Тагард (1983), Д. Бранденстайн (1983), Д. Гарднер (1983), Г. Блуфорд (1983), У. Торнтон (1983), Б. Шоу (1983), Р. Паркер (1983), Б. Лихтенберг (1983)— США; В. Ремек (1978) — ЧССР; М. Гермашевский (1978) — ПНР; З. Йен (1978) — ГДР; Г. Иванов (1979) — НРБ; Б. Фаркаш (1980) — ВНР; Фам Туан (1980) — СРВ; А. Тамайо Мендес (1980) — Республика Куба; Ж. Гуррагча (1981) — МНР; Д. Прунариу (1981)— СРР; Ж. Л. Кретьен (1982) — Франция; У. Мербольд (1983) — ФРГ. Биографич. сведения о К. см. в статьях о них.

«КОСМОНА́ВТ ВИ́КТОР ПАЦА́ЕВ» — научно-исследовательское судно Службы космических исследований АН СССР; введено в эксплуатацию в 1979. Порт приписки Ленинград. Характеристики аналогичны характеристикам судна *«Космонавт Владислав Волков»*. См. вкл. XXXV.

«КОСМОНА́ВТ ВЛАДИ́МИР КОМАРО́В» — научно-исследовательское судно Службы космических исследований АН СССР. Построено на Балтийском судостроит. з-де в Ленинграде (1967). Порт приписки Одесса. Тип судна — трёхпалубный теплоход. Макс. дл. 155,7 м, ширина 23,3 м, мощность гл. двигателя 6660 кВт, скорость хода 15,8 узла, водоизмещение 17 850 т. Экипаж 121 человек, науч. работников 118 человек. На борту св. 1000 помещений, в т. ч. 47 лабораторий, электростанция. Судно оснащено сложным комплексом технич. средств (для измерения траектории движения КА, телеуправления, приёма и обработки телеметрич. информации, переговорной связи с экипажами пилотируемых КК и др.). Для обеспечения дальней космич. связи на нём установлены остронаправленные параболич. антенны с большим диаметром зеркал. Судно способно обеспечивать связь одновременно с неск. КА. Выполняет большой объём исследований по изучению верх. слоёв атмосферы и космич. пространства. Р-н работ — гл. обр. Атлантич. океан. См. вкл. XXXV.

«КОСМОНА́ВТ ВЛАДИСЛА́В ВО́ЛКОВ» — научно-исследовательское судно Службы космических исследований АН СССР. Построено на судостроит. з-де им. А. А. Жданова в Ленинграде; введено в эксплуатацию в 1977. Порт приписки Ленинград. Тип судна — двухпалубный теплоход. Дл. 121,9 м, ширина 16,7 м, мощность двигателя 3824,5 кВт, скорость хода 14,7 узла, водоизмещение 8950 т. Экипаж 66 человек, науч. работников 77 человек. На борту 350 помещений, в т. ч. 49 лабораторий. Судно предназначено для исследования верх. слоёв атмосферы и космического пространства и решения отд. задач связи с КА. Оснащено совр. навигац. оборудованием. Комплекс средств связи с КА включает системы телеконтроля и переговорной связи с экипажами КК и орбит. станций, станцию спутниковой связи для обмена информацией с Центром управления. Судно способно длит. время находиться в условиях автономного плавания; дальность плавания до 16 000 миль. Р-ны работ — Атлантич., Тихий, Инд. океаны. См. вкл. XXXV.

«КОСМОНА́ВТ ГЕО́РГИЙ ДОБРОВО́ЛЬСКИЙ» — научно-исследовательское судно Службы космических исследований АН СССР; введено в эксплуатацию в 1978. Порт приписки Ленинград. Характеристики аналогичны характеристикам судна *«Космонавт Владислав Волков»*.

«КОСМОНА́ВТ ПА́ВЕЛ БЕЛЯ́ЕВ» — научно-исследовательское судно Службы космич. исследований АН СССР; введено в эксплуатацию в 1978. Порт приписки Ленинград. Характеристики аналогичны характеристикам судна *«Космонавт Владислав Волков»*.

«КОСМОНА́ВТ ЮРИЙ ГАГА́РИН» — научно-исследовательское судно, флагман судов Службы космич. исследований АН СССР. Построено на Балтийском судостроит. з-де в Ленинграде (1971). Порт приписки Одесса. Тип судна — одиннадцатипалубный теплоход. Макс. дл. 231,6 м, ширина 31 м, высота от киля до клотика 61 м, мощность гл. двигателя 14 060 кВт, скорость хода 18 узлов, водоизмещение 45 000 т. Экипаж 136 человек, науч. работников 212 человек. На

борту 1250 помещений, в т. ч. 86 лабораторий, кинозал с широким экраном на 254 места, три плават. бассейна. Имеется электростанция мощностью 8000 кВт. Судно предназначено для исследования верх. слоёв атмосферы и космич. пространства, оснащено совр. навигац. оборудованием и способно длит. время (130 сут) находиться в условиях автономного плавания (дальность плавания 20 000 миль). Может самостоятельно решать задачи по управлению КА и обеспечивать связь одновременно с неск. КА. Судно оснащено комплексом технич. средств автоматизированного управления КА (траекторные измерения, телеконтроль КА, передача программно-командной информации), переговорной связи с космонавтами, спутниковой связи через ИСЗ типа «*Молния*» для обмена информацией с Центром управления полётами, навигац. спутниковым комплексом и др.; имеется 75 антенн (две антенны с параболич. отражателями диам. 25 м для связи с КА на значит. расстоянии). Р-н работ — гл. обр. Атлантич. океан. См. вкл. XXXV.

КОСМОНА́ВТИКА (от *космос* и греч. nautikē — искусство мореплавания, кораблевождение) — полёты в космическом пространстве; совокупность отраслей науки и техники, обеспечивающих освоение космического пространства и внеземных объектов для нужд человечества с использованием *ракет* и *космических аппаратов*. К. включает проблемы: теории космич. полётов — расчёты траекторий и др.; научно-технические — создание *ракет-носителей*, *ракетных двигателей*, бортовых систем управления, КА, *пусковых сооружений*, науч. приборов, наземных систем управления полётами, служб траекторных измерений, телеметрии, организация и снабжение *орбитальных станций* и пр.; медико-биологические — создание бортовых *систем жизнеобеспечения*, компенсация неблагоприятных явлений в человеческом организме, связанных с перегрузкой, *невесомостью*, радиацией и др.; международно-правовое регулирование вопросов использования космич. пространства и небесных тел.

Историческая справка. В своих мечтах, воплощённых в сказках, легендах, фантастич. романах, человечество уже давно стремилось в космос, об этом свидетельствуют и многочисл. (как правило, неосуществимые) изобретения прошлого. Рассказы о полёте в небо уже встречаются в ассиро-вавилонском эпосе, в др.-кит. и иран. легендах. В др.-инд. поэме «Махабхарата» содержатся наставления для полёта на Луну. Широко известен греч. миф о полёте к Солнцу Икара на крыльях, скреплённых воском. Полёт к Луне на крыльях описал Лукиан Самосатский (2 в. н. э.).

Теоретич. обоснование возможности полётов в космич. пространстве впервые было дано рус. учёным К. Э. *Циолковским* в кон. 19 в. В своём труде «Исследование мировых пространств реактивными приборами» (1903) и дальнейших работах Циолковский показал реальность технич. осуществления космич. полётов и дал принципиальное решение ряда осн. проблем К. Помимо трудов Циолковского, вопросам теории реактивного движения и К. были посвящены работы Н. Е. *Жуковского* (с 1882), И. В. *Мещерского* (с 1897), Ю. В. *Кондратюка* (1919—29), Ф. А. *Цандера* (1924—32), Н. А. *Рынина* (1928—32) и др. рус. и сов. учёных. За рубежом ранние труды по К. были опубликованы Р. *Эно-Пельтри* (1913), Р. *Годдардом* (1919), Г. *Обертом* (1923). В 20-х гг. 20 в. были основаны первые общества К.: в СССР (1924), Австрии (1926), Германии (1927), США (1930) и Великобритании (1933). Целью этих обществ была пропаганда идей К. и содействие решению практич. проблем в этой области. В СССР работы в области ракетной техники начаты в 1921 в *Газодинамической лаборатории* (ГДЛ). С 1928 под рук. Н. И. *Тихомирова* (основателя ГДЛ) проводились лётные испытания ракет на бездымном длительно горящем порохе, а с 1929 в ГДЛ В. П. *Глушко* начаты работы по ракетам с *электрическим ракетным двигателем* и *жидкостным ракетным двигателем*. Первые испытания ЭРД проведены в 1929, ЖРД — в 1931. В 1932 в Москве была создана *Группа изучения реактивного движения* (ГИРД) с производств. базой, осуществившая под рук. С. П. *Королёва* в 1933 первые пуски сов. гибридных и жидкостных ракет конструкции М. К. *Тихонравова* и Цандера. В кон. 1933 на базе ГДЛ и ГИРД был основан *Реактивный научно-исследовательский институт* (РНИИ), в к-ром развернулась широкая программа исследований, завершившаяся созданием мн. экспериментальных управляемых и неуправляемых баллистич. и крылатых ракет с ЖРД, РДТТ, ГРД и комбиниров. РД. ГДЛ, ГИРД и РНИИ внесли основополагающий вклад в развитие сов. ракетостроения. Выросшее из ГДЛ опытно-конструкторское бюро (*ГДЛ — ОКБ*) по разработке ЖРД и др. ОКБ совм. с ин-тами и з-дами обеспечили дальнейшее развитие ракетной и космич. техники в СССР.

В США экспериментальные работы с ЖРД были начаты Годдардом в 1921, а пуски жидкостных ракет производились с 1926. В Германии стендовые испытания двигателей этого класса начаты Обертом в 1929, а лётные испытания жидкостных ракет — И. *Винклером* в 1931. Во время 2-й мировой войны 1939—45 Германия использовала жидкостные ракеты с дальностью полёта 250—300 км (ракета Фау-2).

Космическая эра. Начало космич. эры — 4.10.1957 — дата запуска в СССР первого в мире ИСЗ. Вторая важнейшая дата космич. эры 12.4.1961 — день первого космич. полёта человека — Ю. А. *Гагарина*, начало эпохи непосредств. проникновения человека в космос. Третье историч. событие К.— 16—24 июля 1969 — первая *лунная экспедиция*, выполненная Н. *Армстронгом*, Э. *Олдрином* и М. *Коллинзом* (США).

РН и КА созданы и используются в ряде стран: в СССР с 1957, в США с 1958, во Франции с 1965, в Японии и КНР с 1970, в Великобритании с 1971, в Индии с 1980. О масштабах работ, ведущихся по К., можно судить, напр., по числу выведенных сов. искусств. спутников Земли, Солнца, Луны, Марса и Венеры, к-рое на 1.1.1984 превысило 1700 (см. *Космическая программа СССР*). Широкий масштаб приобрели работы по К. в США (см. *Космическая программа США*).

На 1.1.1984 космич. полёты совершили 131 *космонавт* (СССР, США, ЧССР, ПНР, ГДР, НРБ, ВНР, СРВ, Республика Куба, МНР, СРР, Франция, ФРГ). См. *Космическая программа ВНР*, *Космическая программа ГДР*, *Космическая программа МНР*, *Космическая программа НРБ*, *Космическая программа ПНР*, *Космическая программа Республики Куба*, *Космическая программа СРВ*, *Космическая программа СРР*, *Космическая программа ЧССР*. Число ИСЗ, выведенных др. странами (РН собств. производства): Францией — 11, Японией — 20, КНР — 13, Великобританией — 1, Индией — 3 (см. *Космическая программа Франции*, *Космическая программа Японии*, *Космическая программа КНР*, *Космическая программа Великобритании*, *Космическая программа Индии*). Исследования космич. пространства, но в меньших масштабах, ведутся в Испании, Италии, Нидерландах, ФРГ (см. *Космическая программа Испании*, *Космическая программа Италии*, *Космическая программа Нидерландов*, *Космическая программа ФРГ*, *Европейское космическое агентство*), Канаде (см. *Космическая программа Канады*) и др. странах.

Совр. теория космич. полётов основана на *небесной механике* и теории управления движением ЛА. В отличие от классич. небесной механики, новое направление наз. *астродинамикой*. К. потребовала разработки оптимальных траекторий КА (выбор времени старта и вида траектории исходя из требования миним. затрат топлива РН) с учётом эволюции этих траекторий под действием возмущающих сил (особенно гравитац. полей, эффекта аэродинамич. торможения от взаимодействия КА с разрежёнными верх. слоями атмосферы для ИС планет и под действием солнечного давления для межпланетных перелётов). Требование оптимальности приводит иногда к достаточно сложным траекториям — с длит. перерывами в работе ракетных двигателей РН (напр., при старте к Луне, Марсу и Венере осуществляется вывод КА на траекторию ИСЗ и лишь затем к планете) и с использованием гравитац. поля небесных тел (напр., при полёте к Луне с целью изгиба траектории, необходимого для возвращения к Земле без запуска РД).

Важный раздел астродинамики — теория коррекций траекторий полёта. Отклонение фактич. траектории от расчётной связано с двумя факторами: искажением траектории возмущающими силами, к-рые невозможно учесть заранее (напр., торможение ИСЗ атмосферой, плотность к-рой изменяется нерегулярно), и неизбежными при технич. реализации малыми ошибками в значении скорости КА и её направлении в момент выключения двигателей РН (эффект ошибок постепенно нарастает при межпланетных полётах). Коррекция заключается в кратковременном включении РД для исправления траектории. В теории коррекции рассматриваются вопросы оптимальности коррекц. манёвра (наивыгоднейшее число, расположение точек коррекций на траектории и т. п.). Для выполнения коррекций и манёвров необходимо знание фактич. траектории полёта КА. Если определение фактич. орбиты производится на борту летящего аппарата, то оно является составной частью автономной навигации и состоит из измерения углов между звёздами и планетами, расстояний до планет, времени захода и восхода Солнца и звёзд относительно края планет и т. п. и обработки измеренных данных методами небесной механики на *бортовой цифровой вычислительной машине*.

Создание *космических комплексов* — сложная науч.-технич. проблема. Большие РН достигают стартовой массы до 3000 т и имеют длину св. 100 м. Для размещения в них необходимых запасов топлива (90% полной массы) конструкция ракет должна быть чрезвычайно лёгкой, что достигается рациональными конструктивными решениями и разумным

снижением требований к запасам прочности и жёсткости. В полёте, по мере расходования топлива, определённые части РН становятся излишними, их дальнейший разгон требует неоправданного расхода топлива, и поэтому оказывается целесообразным создавать многоступенчатые конструкции РН (обычно от 2 до 4 ступеней); ступени ракеты отбрасываются последовательно, по мере израсходования топлива. Обычно применяют ЖРД и РДТТ. Разработка мощных и экономичных ЖРД и РДТТ для РН направлена на выбор энергетически оптимальных топлив и обеспечение достаточно полного их сгорания при высоких давлениях и темп-рах. При этом приходится решать трудные задачи охлаждения работающего двигателя (для ЖРД), обеспечивать устойчивость процесса горения в нём топлива и мн. др. Двигатели, основанные на потреблении ядерной энергии, находятся (1981) ещё в стадии экспериментальных исследований, однако, несомненно, что использование в будущих космич. экспедициях ядерной энергетики вполне реально. Пилотируемые полёты к др. планетам (напр., к Марсу) с высадкой человека на их поверхность и др. аналогичные космич. программы требуют огромных энергетич. затрат, к-рые возможно реализовать лишь при использовании ядерных источников энергии совместно с химическими.

Мощность двигат. установок РН достигает десятков ГВт. Они, как правило, состоят из нескольких двигателей, синхронизация работы к-рых ведётся системой управления. Системы управления движением обычно автономные, т. е. работающие без вмешательства наземных пунктов. Они состоят из гироскопич. и др. датчиков первичной информации, измеряющих мгновенное угловое положение РН и действующие на неё ускорения. Вычислительная машина определяет по этой информации фактич. траекторию и ведёт управление т. о., чтобы к моменту выключения РД получить нужную комбинацию координат ракеты и её вектора скорости. Управление угловым положением РН с ЖРД усложняется малой жёсткостью её конструкции и большой долей жидких масс в ней. Поэтому оно ведётся с учётом изгибных колебаний корпуса и колебат. движения жидких масс в баках.

Окончанием выведения КА на орбиту считается превышение *первой космической скорости* для ИСЗ и достижение *второй космической скорости* для КА, летящих к Луне, Марсу или Венере (для полёта к дальним планетам или Солнцу необходимо развить скорость, превышающую вторую космическую). При этом КА отделяется от РН и продолжает орбит. полёт, происходящий гл. обр. по инерции, согласно законам небесной механики. Выводимые на орбиты КА можно разбить на 2 группы: для полёта вблизи Земли (ИСЗ) и в дальний космос, напр. к Луне или планетам. Эти аппараты могут содержать более или менее мощные ракетные ступени, если предполагается заметным образом изменять скорость полёта — для торможения при подлёте к планете назначения, если необходимо перейти на орбиту ИС планеты, для *мягкой посадки* на планету, лишённую атмосферы, для взлёта с неё и для разгона КА до скорости, обеспечивающей возвращение к Земле. В будущем для сокращения времени полётов межпланетных КА предполагается использование экономичных ЭРД. Недостатком их является малая тяга, в результате чего необходимый разгон КА или его торможение может длиться неск. месяцев. Для получения нужной тяги необходимы мощные источники электроэнергии, использующие ядерную энергию, что создаёт дополнит. трудности при создании КА в связи с необходимостью защиты приборов, а на *космических кораблях* и экипажа от вредных излучений.

КА должны обладать способностью к длит. самостоят. функционированию в условиях космич. пространства. Для этого на них необходимо иметь систему, поддерживающую заданный температурный режим; систему энергопитания, использующую для получения электрической энергии солнечное излучение (напр., *солнечные батареи*), топливо (напр., электрохим. генераторы тока) или ядерную энергию; систему связи с Землёй; систему *управления движением*. Кроме того, на борту устанавливается весьма разнообразная науч. аппаратура — от небольших приборов для изучения свойств космич. пространства до крупных *телескопов*. Эти приборы и системы объединяются системой управления бортовым комплексом, согласовывающей их работу.

Управление движением сводится к решению ряда задач: управлению ориентацией КА, управлению при коррекции и работе *ракетных блоков* при мягкой посадке и взлёте, при сближении и др. взаимном маневрировании КА. Особый случай управления — спуск на поверхность планеты, имеющей атмосферу. При этом *спуск с торможением атмосферой* может быть неуправляемый (*баллистический спуск*) и управляемый. Последний характеризуется высокой точностью посадки в заданном р-не и более низкими перегрузками при торможении в атмосфере. Для защиты спускаемого аппарата от теплоты, выделяющейся при торможении в атмосфере, применяются теплозащитные покрытия.

Для КК возникает ряд дополнит. медико-биологич. проблем. КК должен обеспечивать экипажу защиту от космич. среды (вакуум, воздействие космич. излучения, метеоров) и иметь СЖО. Эта система поддерживает нужный состав атмосферы внутри КК, её темп-ру, влажность и давление; при кратковременных полётах предусматриваются запасы пищи, воды и пр., при длительных — произ-во пищевых продуктов, *регенерация воды* и *регенерация кислорода* должны происходить на борту. Полёт в космосе предъявляет повышенные требования к человеческому организму (влияние невесомости, перегрузок при взлёте и посадке и др.), поэтому необходим мед. *отбор и подготовка космонавтов*.

При спуске на поверхность небесных тел должны решаться задачи установки науч. аппаратуры, выполнения экспериментов стационарными и мобильными автоматами, а в дальнейшем — осуществление экспедицией и строительство временных или постоянных баз для поселения космонавтов.

Обеспечение полёта РН и КА требует, как правило, широкой сети наземных служб управления. На поверхности Земли расположены пункты *космической связи*, а там, где это невозможно (в океане), находятся специально оборудованные суда (*корабли слежения*).

При посадке КА на Землю включается в работу служба спасения и эвакуации (см. *Поисково-спасательный комплекс*), в задачу к-рой входит отыскание спускаемого аппарата и его эвакуация, а при пилотируемых полётах и эвакуация экипажа, оказание ему в случае необходимости мед. помощи, карантинные мероприятия (при возвращении экипажей с небесных тел) и др. Для упрощения поиска спускаемого аппарата он снабжается радиопередатчиком и сигнальными огнями для ночной посадки. Управление космич. аппаратом в полёте (от старта до посадки) требует привлечения большого числа разл. служб. Организация взаимодействия бортовых систем управления и многочисл. наземных служб производится технич. руководством полёта (см. *Наземный автоматизированный комплекс управления*).

Перечисленные средства К. важны не сами по себе, а как инструмент для решения широкого круга проблем (науч., народнохоз. и др.), стоящих перед человечеством в целом, а также перед отд. странами и отраслями экономики этих стран.

В области науч. исследований Земли средства К. позволяют вести непосредств. измерения в *атмосфере верхней*, *ионосфере* и *радиационном поясе Земли*. Характерно, что этот пояс был открыт с помощью ИСЗ. Появилась возможность исследовать магнитосферно-ионосферные связи и солнечно-земные связи. КА позволили уточнить фигуру Земли и выявить аномалии *гравитационного поля Земли*, что имеет не только научное, но и практич. значение (для связи, расчёта траекторий ракет и пр.). Только К. создаёт условия для глобального изучения Земли.

В области науч. исследований Луны и планет появилась возможность прямых измерений в окололунном и околопланетном пространстве, в атмосфере планет, на поверхности Луны, Марса, Венеры. Только благодаря К. мы смогли увидеть обратную сторону Луны, венерианские камни, марсианские каньоны, кратеры Меркурия, вулканы на спутнике Юпитера Ио. Открытие магнитного поля у Марса и отсутствия такого поля у Венеры с помощью наземных средств было бы невозможно. Межпланетные КА уже проводили исследования Луны, Меркурия, Венеры, Марса, Юпитера, Сатурна, спутников трёх последних планет. Впереди изучение ещё более далёких планет Солнечной системы, комет и астероидов. На Землю доставлены образцы лунного грунта. Наступит время, когда в земных лабораториях смогут изучать грунты Марса, Венеры, Меркурия, вещества астероидов и комет. За лунными экспедициями могут последовать марсианские и, вероятно, экспедиции на др. небесные тела, напр. на спутники Юпитера или Сатурна.

Исследования атмосфер планет позволяют глубже понять процессы в земной атмосфере, что имеет первостепенное значение для метеорологии. Поиски жизни на планетах и их спутниках, даже если они и не увенчаются успехом, расширят наше представление о земной жизни. Эксперименты в условиях длит. невесомости, к-рая имеет место только на КА, позволят создать средства обеспечения работоспособности космонавтов при длит. экспедициях и послеполётной реадаптации.

В области науч. исследований Солнца и др. астрономич. объектов К. открывает возможность вынесения приборов за пределы атмосферы, поглощающей полностью или частично гамма-, рентгеновское и УФ излучение и накладывающей определ. ограничения на наблюдения в видимых лучах. Исследования Солнца в УФ лучах дали новые сведения о строе-

нии и активности светила, важные и для практической деятельности человека. КА, находящиеся вблизи Солнца, напр. в одной из точек либрации в системе Земля — Солнце, могут обеспечить раннее предупреждение о приближении к Земле порождённых *солнечными вспышками* потоков частиц, влияющих на связь, физ. и биологич. процессы. С помощью КА открыты сотни новых источников гамма- и рентгеновского излучения во Вселенной, что способствует пониманию происходящих в ней процессов. Средства К. позволяют обнаружить эффекты, предсказанные теорией относительности, и исследовать фундаментальные основы мироздания.

Помимо косвенного влияния космич. исследований на практическую деятельность человечества через фундаментальные науч. открытия, К. делает возможным непосредственное использование КА в народнохоз. практике. *Связные искусственные спутники Земли*, движущиеся по высоким орбитам и оборудованные ретрансляторами, принимают сигналы с наземного пункта и после соответствующего усиления этих сигналов возвращают их на Землю, где они принимаются пунктом, удалённым от первого на тысячи км. Такие спутники связи ретранслируют ТВ программы, а также осуществляют телефонную и телеграфную связь. *Метеорологические искусственные спутники Земли* применяются для получения карт распределения облачности, теплового излучения Земли, наблюдения за движением циклонов и т. п. Эта информация непрерывно передаётся в мировые метеорологич. центры и используется при составлении прогнозов погоды. Для мор. и авиац. навигац. службы применяются *навигационные искусственные спутники Земли*, орбиты к-рых определяются с высокой точностью; во время сеансов радиосвязи с кораблями и самолётами они передают им свои текущие координаты. Определяя положение относительно навигационного спутника, любой объект в состоянии установить свои координаты.

Всё возрастающую роль играют ИСЗ для разведки природных ресурсов Земли и непрерывного наблюдения за их состоянием. Фотосъёмка поверхности Земли через разные светофильтры и др. методы исследования позволяют судить о распределении растительности, изменениях снежного покрова, разливе рек, состоянии посевов и лесов, следить за ходом полевых работ, оценивать ожидаемую урожайность, регистрировать лесные пожары и т. п. Со спутников можно вести океанологич. и гидрологич. исследования (см. *Космическое землеведение*). Особую ценность представляет использование спутников в геодезии и топографии — для точной взаимной привязки далеко расположенных пунктов и быстрого обновления топографич. карт путём фотосъёмок из космоса (см. *Космическая съемка*), а также для составления опорных геодезич. сетей путём наблюдения *геофизических искусственных спутников Земли* (координаты к-рых для каждого мгновения известны) с разных пунктов, расположенных на Земле (см. *Геодезия космическая*). Специфич. особенности космич. полёта могут быть использованы для нек-рых особо тонких технологич. процессов. В этом случае на ИСЗ будут располагаться соответствующие пром. установки, а трансп. КА будут снабжать их сырьём и доставлять на Землю изготовляемую продукцию. При определ. условиях может оказаться рентабельным снабжение космич. пром. установок сырьём с лунных баз или путём разработок астероидов. Для решения задач, стоящих перед К. в околоземном пространстве, требуется значит. число специализированных автоматич. ИСЗ (астрономич., солнечные, геофизич., геодезич., метеорологич., связные и т. п.), а также необходимы долговременные многоцелевые обитаемые орбит. станции. Смена экипажа и доставка груза по мере надобности осуществляются *транспортными кораблями*, регулярно связывающими орбит. станцию с *космодромами*. К. обогащает человечество новыми возможностями рационального, комплексного использования земных богатств и сохранения родной планеты от разл. загрязнений, истощения путём переноса в будущем основного пром. и энергетич. производства в космос. К. откроет человечеству возможность освоения материальных и энергетич. богатств Вселенной.

По своей сущности К.— область общечеловеческой деятельности, и, проводимая даже в нац. рамках, она затрагивает одновременно интересы многих стран (см. *Космическое право международное*).

В. П. Глушко, Б. В. Раушенбах.

КО́СМОС (греч. kósmos) — синоним астрономического определения *Вселенной*. Часто из понятия «космос» исключают Землю с её атмосферой (см. *Космическое пространство*). Различают ближний К., включающий «околоземное» пространство, и дальний К.— мир звёзд и галактик.

«КО́СМОС» — наименование серии советских ИСЗ для научных, технических и др. исследований в околоземном космическом пространстве. Программа запусков ИСЗ «К.» включает исследование *космических лучей*, *радиационного пояса Земли* и *ионосферы*, распространение радиоволн и других излучений в атмосфере Земли, *солнечной активности* и излучения Солнца в разл. участках спектра, отработку узлов КА и выяснение влияния метеорного вещества на элементы конструкции КА, изучение влияния невесомости и др. космич. факторов на биол. объекты и т. д. Такая широкая программа исследований и, следовательно, большое число запусков поставили перед инженерами и конструкторами задачу предельной унификации конструкции обслуживающих систем ИСЗ «К.». Решение этой задачи позволило для выполнения некоторых программ запусков использовать единый корпус, стандартный состав служебных систем, общую схему управления бортовой аппаратурой, унифицир. *систему энергопитания* и ряд др. унифицир. систем и устройств. Это сделало возможным серийное изготовление «К.» и комплектующих систем, упростило подготовку к запуску ИСЗ, значительно удешевило проведение науч. исследований.

ИСЗ «К.» запускаются на круговые и эллиптич. орбиты, область высот к-рых от 140 («К.-244») до 60 600 км («К.-159») и широкий диапазон наклонений орбит от 0,1° («К.-775») до 98° («К.-1484») позволяет доставлять науч. аппаратуру почти во все районы околоземного космич. пространства. Периоды обращения ИСЗ «К.» от 87,3 мин («К.-244») до 24 ч 2 мин («К.-775»). Время активного функционирования ИСЗ «К.» зависит от науч. программ их запуска, параметров орбиты и ресурсов работы бортовых систем. Напр., «К.-27» находился на орбите 1 сут, а «К.-80» по расчётам будет существовать 10 тыс. лет.

Ориентация ИСЗ «К.» зависит от характера проводимых исследований. Для решения таких задач, как метеорологические эксперименты, исследование спектра уходящего от Земли излучения и др., используются спутники с ориентацией относительно Земли. При изучении процессов, происходящих на Солнце, применяются модификации «К.» с ориентацией на Солнце. Системы ориентации ИСЗ «К.» различны — реактивные (ракетные двигатели), инерциальные (вращающийся внутри спутника маховик) и др. Наибольшая точность ориентации достигается комбинированными системами. Передача информации осуществляется в основном в диапазонах 20, 30 и 90 МГц. Нек-рые ИСЗ «К.» оборудованы ТВ связью.

В соответствии с решаемыми задачами ряд ИСЗ серии «К.» имеют спускаемую капсулу для возвращения науч. аппаратуры и объектов экспериментов на Землю («К.-4, -110, -605, -782» и др.). Спуск капсулы с орбиты обеспечивается ТДУ с предварительной ориентацией спутника. В дальнейшем капсула тормозится в плотных слоях атмосферы за счёт аэродинамич. силы, а на определ. высоте включается парашютная система.

На ИСЗ «К.-4, -7, -137, -208, -230, -669» и др. осуществлялась программа исследований первичных космич. лучей и радиац. пояса Земли, в т. ч. измерения для обеспечения радиац. безопасности при пилотируемых полётах (напр., на «К.-7» при полёте КК «Восток-3, -4»). Полёты «К.-135» и «К.-163» окончательно развеяли давнее предположение о существовании пылевого облака вокруг Земли. ИСЗ «К.» широко используются для решения народнохоз. задач. Напр., «Изучение распространения и образования облачных систем в атмосфере Земли» — один из пунктов программы запусков ИСЗ «К.». Работы в этом направлении, а также накопленный опыт эксплуатации ИСЗ «К.-14, -122, -144, -156, -184, -206» и др. привели к созданию метеорологич. спутников, а затем — метеорологич. космич. системы «*Метеор*». Используются «К.» в интересах навигации, геодезии и др. Значит. число экспериментов на ИСЗ «К.» относятся к исследованию верхней атмосферы, ионосферы, излучения Земли и др. геофиз. явлений (напр., изучение распределения водяных паров в мезосфере — на «К.-45, -65», исследование прохождения сверхдлинных радиоволн через ионосферу — на «К.-142», наблюдение теплового радиоизлучения поверхности Земли и исследование земной атмосферы по её собств. радио- и субмиллиметровому излучению — на «К.-243, -669»; масс-спектрометрические эксперименты — на «К.-274»). На ИСЗ «К.-166, -230» осуществлялись исследования рентгеновского излучения Солнца, в т. ч. при солнечных вспышках, на «К.-215» изучалось рассеяние Лайман-альфа излучения в геокороне (на ИСЗ были установлены 8 небольших телескопов), на «К.-142» проводилось изучение зависимости интенсивности космич. радиоизлучения от ряда факторов. На нек-рых ИСЗ «К.» проведены эксперименты по изучению метеорных частиц («К.-135» и др.). На ИСЗ «К.-140, -656» и др. осуществлены испытания сверхпроводящей магнитной системы с полем напряжённостью до 1,6 МА/м, к-рая может быть использована для анализа заряженных частиц с энергией до неск. ГэВ. На этих же спутниках проводились исследования жидкого гелия, на-

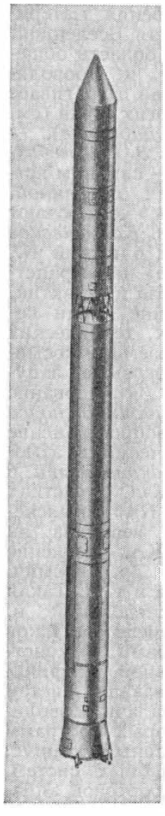
ходившегося в закритич. состоянии. ИСЗ «К.-84, -90» имели в составе систем энергопитания *изотопные генераторы*. На ИСЗ «К.-97» был установлен бортовой квантовый молекулярный генератор, эксперименты с к-рым позволили на неск. порядков повысить точность наземно-космич. системы единого времени, чувствительность приёмной аппаратуры и стабильность частоты радиоволн передатчиков. На ряде ИСЗ «К.» проводились медико-биол. эксперименты, к-рые позволили выяснить степень влияния факторов космич. полёта на функцион. состояние биол. объектов — от одноклеточных водорослей, растений и их семян («К.-92, -94, -109») до собак и др. животных («К.-110, -782, -936»). Изучение результатов этих исследований в совокупности с данными мед. наблюдений за организмом человека в космосе помогает разрабатывать наиболее благоприятные режимы труда, отдыха, питания космонавтов, создавать для КК нужное оборудование, а для экипажей КК — одежду и пищу. На «К.-690» проводились исследования влияния радиации на живые организмы, причём для имитации мощных солнечных вспышек на борту ИСЗ использовался источник γ-излучения (цезий-137) активностью $1{,}2\cdot10^{14}$ расп./с. На спутнике «К.-782» была установлена центрифуга диам. 60 см, с помощью к-рой изучались возможность создания искусств. тяжести и её влияния на биол. объекты. На ряде биол. спутников (напр., «К.-605, -690» и др.) проводились испытания электростатич. защиты — защиты биол. объектов от заряженных частиц с помощью электрич. полей.

Нек-рые ИСЗ «К.» испытывались в качестве беспилотных КК. При совм. полёте ИСЗ «К.-186» и «К.-188» в окт. 1967 впервые в мире совершили автоматич. сближение и стыковку на орбите; после расстыковки был продолжен их автономный полёт и совершена посадка спускаемых аппаратов на терр. СССР. В апр. 1968 автоматич. стыковка на орбите была проведена при полёте «К.-212» и «К.-213» — оба ИСЗ (спускаемые аппараты) также осуществили посадку на терр. СССР. В июне 1981 с целью отработки бортовых систем нового КК с орбит. станцией «Салют-6» произвёл стыковку ИСЗ «К.-1267». До 29.7.1982 орбит. станция и ИСЗ находились в состыкованном состоянии. На спутниках серии «К.» отрабатывались отд. системы и испытывалась аппаратура многих др. КА. Так, на «К.-41» отрабатывались нек-рые элементы конструкции спутников связи «*Молния*», к-рые в комплексе со специально созданными на земных станциях приёмно-передающими и антенными устройствами ныне образуют постоянно действующую систему дальней космич. связи. «К.-1000» выполнял навигац. задачи. На «К.» отрабатывались отд. узлы лунохода.

С запусков ИСЗ «К.» началось практич. междунар. сотрудничество социалистич. стран в изучении космич. пространства. Осн. задачей запущенного в дек. 1968 ИСЗ «К.-261» явилось проведение комплексного эксперимента, включающего прямые измерения на ИСЗ, в частности характеристик электронов и протонов, вызывающих полярные сияния, и вариаций плотности верх. атмосферы во время этих сияний, и наземные исследования полярных сияний. В этой работе принимали участие науч. ин-ты и обсерватории НРБ, ВНР, ГДР, ПНР, СРР, СССР и ЧССР (см. также «*Интеркосмос*»). В экспериментах на спутниках этой серии участвовали также специалисты Франции, США и др. стран.

ИСЗ «К.» запускаются с 1962 с помощью РН «Космос», «Союз», «Протон» и др., способных доставлять на орбиту полезный груз массой до неск. тонн. До 1964 ИСЗ К. выводились на орбиту также РН «Восток». На 1.1.1984 запущен 1521 ИСЗ «К.». Сведения о запусках ИСЗ «К.» см. в приложении III. Ряд ИСЗ «К.» представлен отдельными статьями на стр. 202—205. См. вкл. X и XI.

«КО́СМОС» — советская 2-ступенчатая РН. Последовательно расположенные ступени соединены между собой фермой. Общая дл. 30 м, диам. корпуса 1,65 м. Первая ступень снабжена двигателем *РД-214* с тягой 635 кН. Топливо — азотнокислотный окислитель и углеводородное горючее. Вторая ступень снабжена двигателем *РД-119* с тягой 105 кН, работающим на жидком кислороде и несимметричном диметилгидразине. Органы управления первой ступени РН — газовые рули, а второй ступени — неподвижные рулевые сопла с газораспределителями. На первых ступенях одного из вариантов РН «К.» установлены *РД-216*, а на вторых ступенях др. варианта — *РД-219*. ИСЗ размещается на второй ступени под головным обтекателем, сбрасываемым на участке выведения ИСЗ на орбиту после прохождения плотных слоёв атмосферы. В конце участка выведения, после выключения двигателя, производится отделение ИСЗ от последней ступени. С помощью РН «К.» запускаются ИСЗ «Космос» (с 16.3. 1962) и «Интеркосмос» (с 14.10.1969), а также выведены на орбиты ИСЗ «Снег-3», «Магион», «Ореол», «Ариабхата», «Бхаскара» и др.



РН «Космос»

«КО́СМОС» — золотая настольная медаль, утверждённая в 1963 Международной авиационной федерацией (ФАИ) для награждения за достижения в освоении космического пространства. Награждены: А. Г. Николаев, П. Р. Попович, В. В. Терешкова, В. М. Комаров, К. П. Феоктистов, Б. Б. Егоров, А. А. Леонов (дважды), Ф. Борман, Дж. Карр, Ю. Сернан, Дж. Ловелл, У. Андерс, Т. Стаффорд (дважды).

«КО́СМОС-3» — первый советский ИСЗ для исследования полярных сияний.

«КО́СМОС-5» — советский ИСЗ для исследования полярных сияний, получения информации о процессах образования ионосферы, изучения фотоэлектронов — сверхтепловых частиц с энергиями в десятки и сотни эВ. Осн. результаты: получены данные по интенсивности фотоэлектронов, доказано, что они способны проникать из одного полушария в другое по магнитным силовым линиям.

«КО́СМОС-14» — первый советский ИСЗ для исследования проблем, связанных с созданием метеорологических ИСЗ. Исследовались: динамич. характеристики работы в инерциальном пространстве КА, снабжённого следящей электромеханич. системой ориентации и стабилизации; энергетич. преобразования в фотоэлементах и тепловые режимы достаточно мощных плоских СБ, постоянно ориентированных на Солнце; работа в космосе электрич. машин и аппаратов. В состав ИСЗ входили: система ориентации и стабилизации, включающая чувствит. элементы ориентации на Солнце и Землю, блок управления и исполнит. органы — электродвигатели-маховики; система энергопитания, состоящая из СБ, буферных хим. батарей и блока автоматики; радиотехнич. системы для телеуправления нек-рыми режимами работы ИСЗ, для точного измерения элементов орбиты, а также радиотелеметрич. система для передачи на Землю данных о работе бортовых приборов; система терморегулирования; несущая конструкция ИСЗ; бортовая коммутационная схема, включающая коммутационный автомат и бортовую кабельную сеть. Осн. результаты: впервые в мире экспериментально подтверждена работоспособность в условиях космич. полёта электромеханич. системы ориентации и стабилизации КА; получены важные оценки интегрального действия возмущающих сил в околоземном космич. пространстве, изучена работа подшипниковых узлов достаточно массивных скоростных роторов электродвигателей в условиях невесомости; при исследовании характеристик преобразования энергии с помощью СБ получены важные предварит. данные по старению фотоэлементов и изменению их параметров при длит. воздействии космич. среды. В процессе изучения работоспособности отд. электротехнич. элементов в условиях космоса определены характеристики спектральной чувствительности спец. фотоэлементов для датчиков направления на Солнце, требования к параметрам изоляционных покрытий, кабельных и разъёмных соединений, к характеристикам космич. сервомеханизмов. Важные результаты достигнуты при отработке механизма раскрытия и разворота СБ, узлов герметизации, технич. средств терморегулирования ИСЗ.

«КО́СМОС-23» — советский ИСЗ для проверки оптимальных законов управления, исследования динамич. характеристик (параметров угловых поворотов в функции времени), характеристик СБ. Осн. результаты: получены важные данные о «старении» фотоэлементов, к-рые на первых ИСЗ при длит. работе изменяли свои характеристики, в особенности при многократных резких изменениях темп-ры (тепловых ударах), возникающих в случаях перехода ИСЗ от освещённой Солнцем части Земли в её тень.

«КО́СМОС-26» — советский ИСЗ для изучения магнитного поля Земли. Осн. результаты: впервые магнитными измерениями охвачено ок. 75% земной поверхности; равномерная съёмка, выполненная в короткий срок, позволила составить представление о магнитном поле и использовать эти данные для получения междунар. аналитич. модели магнитного поля Земли. См. вкл. X.

«КО́СМОС-97» — первый советский ИСЗ для установки квантового стандарта частоты (времени). Впервые проведены испытания молекулярного генератора, находящегося на внеш. поверхности ИСЗ, в условиях вакуума, проверено влияние невесомости и др. факторов космич. полёта на его работу. Сравнение частоты бортового молекулярного генератора с наземным эталоном производилось посредством двусторонней системы радиосвязи. Осн. результаты: анализ данных телеметрии и частотных измерений позволил сделать выводы, необходимые для дальнейшей конструктивной разработки бортовых квантовых стандартов частоты с целью создания пром. образцов приборов для широкого применения. См. вкл. X.

«КО́СМОС-110» — советский биологический ИСЗ. На ИСЗ были установлены: две кабины для размещения в них собак Ветерка (осн. подопытное животное) и Уголька (контрольное животное); системы кондиционирования и регенерации воздуха в кабинах животных, вентиляции кабин, уборки твёрдых и жидких отходов, кормления животных, введения фармакологич. препаратов, управления и регулирования, телеметрии. Для исследования радиационной безопасности выбраны наиболее подходящие биообъекты и установлена соответствующая аппаратура. Помимо собак на борту ИСЗ в спец. контейнерах содержались разл. штаммы дрожжей, образцы сывороток крови, препараты разл. белков, нек-рые штаммы хлореллы и лизогенных бактерий. Спускаемый аппарат ИСЗ возвращён на Землю.

«КО́СМОС-122» — советский ИСЗ для испытания комплекса ТВ, инфракрасной и актинометрической аппаратуры метеорологического назначения. Осн. результаты: получены данные о распределении облачности, снежного и ледового покровов, а также тепловых энергетич. параметров облачного покрова и подстилающей поверхности вдоль траектории полёта ИСЗ; передана оперативная метеорологич. информация в видимой части спектра и по инфракрасным снимкам, полученным на теневой стороне Земли, обнаружены тайфуны «Алиса», «Кора», «Грейс». Многомесячное активное существование ИСЗ дало возможность подготовить и осуществить запуск спутников-близнецов *«Космос-144»* и *«Космос-156»*.

«КО́СМОС-142» — советский ИСЗ для исследования влияния ионосферы на распространение сверхдлинных волн. На ИСЗ была установлена спец. аппаратура для приёма радиоволн в диапазоне частот от 15 до 45 кГц. Сигналы излучались наземными радиостанциями СССР, работавшими на неск. частотах в этом диапазоне. Орбита ИСЗ позволила проводить измерения в области широт, огранич. примерно 50° к северу и югу от экватора, на выс. 200—1350 км над поверхностью Земли.

«КО́СМОС-144» — советский метеорологический ИСЗ. Впервые в СССР выведен на околополярную орбиту с наклонением 81,2°. См. вкл. XI.

«КО́СМОС-149», «космическая стрела» — советский ИСЗ для исследования атмосферы. Эксперименты на ИСЗ носили поисковый характер и проводились с учётом малого времени активного существования ИСЗ. Получаемые данные для оперативного метеорологич. прогноза не использовались. В состав науч. аппаратуры входили 2 многоканальных фотометра, с помощью к-рых определялась яркость планеты в узких интервалах спектра, включая полосу поглощения молекулярного кислорода в видимой области. Ещё один прибор — радиометр — измерял собственное излучение Земли в т. н. «окне прозрачности» атмосферы (участок ИК спектра с длинами волн от 8 до 12 мкм, в к-ром излучение практически не поглощается водяным паром, всегда имеющимся в атмосфере). На ИСЗ была также установлена ТВ система, игравшая вспомогат. роль.

В отличие от актинометрич. программы ИСЗ *«Космос-122»* и *«Космос-144»*, к-рая в осн. была направлена на получение полной (интегрально по спектру) «уходящей» радиации Земли, программа исследований на «К.-149» предусматривала измерение радиации в узких участках спектра. Такие измерения позволяют получить точные сведения о составе атмосферы и характеристиках земной поверхности и облачности. Науч. аппаратура и служебные системы ИСЗ были размещены в герметичном корпусе. На наружной поверхности были установлены датчики науч. аппаратуры, антенные устройства телеметрич., командной и ТВ систем, имелся иллюминатор ТВ камеры. Для норм. работы бортовой аппаратуры внутри ИСЗ поддерживались давление инертного газа, близкое к атмосферному, и определённая и достаточно стабильная темп-ра. На задней полусфере корпуса были расположены жалюзи системы терморегулирования, на передней — исполнит. органы газореактивной системы предварит. успокоения ИСЗ.

Благодаря сравнительно небольшой высоте полёта оказалось возможным применить на ИСЗ аэрогироскопич. систему стабилизации, обеспечившую трёхосную ориентацию относительно вектора набегающего потока и направления на центр Земли с погрешностью 5°. Она состоит из спец. аэродинамич. стабилизатора и гиродемпфера. До отделения ИСЗ от РН штанги находятся в свёрнутом состоянии и аэродинамич. стабилизатор располагается на задней полусфере корпуса ИСЗ. После отделения ИСЗ от ракеты по команде программно-временного устройства штанги с помощью спец. механизмов выдвигаются и стабилизатор устанавливается в рабочее положение на нек-ром удалении от корпуса. Назначение аэродинамич. стабилизатора ИСЗ то же, что и оперения стрелы. Стабилизатор приводит к появлению восстанавливающих моментов по тангажу и рысканью, к-рые стремятся совместить продольную ось ИСЗ с вектором скорости набегающего потока. Для обеспечения стабилизации по крену, т. е. устранения поворота вокруг продольной оси, на ИСЗ установлены 2 двухстепенных гироскопа. Их суммарный кинетич. момент при норм. стабилизации направлен перпендикулярно плоскости орбиты. Расположение гироскопов таково, что при отклонении ИСЗ от ориентированного положения возникает восстанавливающий гироскопич. момент. Кроме стабилизации по крену и рысканью, гироскопы обеспечивают также демпфирование, т. е. гашение собств. колебаний ИСЗ.

Система аэрогироскопич. стабилизации, впервые применённая на ИСЗ «К.-149», обладает рядом преимуществ по сравнению с широко известными активными системами ориентации, в к-рых используются реактивные двигатели или маховики. Аэрогироскопич. система не нуждается в датчиках ориентации и спец. исполнит. элементах, к-рые обеспечивали бы управляющие моменты. Незначит. кол-во электроэнергии тратится лишь на поддержание пост. угловой скорости вращения роторов гироскопов. Создание аэрогироскопич. системы стабилизации существенно расширило технич. возможности ИСЗ.

Осн. результаты: получена информация о термич. режиме земной поверхности облаков, количеств. характеристиках облачного покрова, «привязанных» к ТВ изображениям, а также об угловых и спектральных характеристиках яркости нашей планеты, наблюдаемой из космоса. Результаты измерений физ. параметров атмосферы, получ. с помощью «космич. стрелы», являются значит. вкладом советских учёных в космич. метеорологию. См. вкл. XI.

«КО́СМОС-156» — советский метеорологический ИСЗ. Этот ИСЗ и ИСЗ *«Космос-144»* вместе с пунктами приёма, обработки и распространения метеорологич. информации образовали экспериментальную *метеорологическую космическую систему* «Метеор». См. вкл. XI.

«КО́СМОС-166» — советский ИСЗ для исследования коротковолнового излучения Солнца. Представляет собой модификацию серийного КА с ориентацией на Солнце одной оси ИСЗ. Управление движением корпуса ИСЗ в полёте осуществлялось с помощью инерционных маховиков и газоструйных реактивных двигателей. Такая комбиниров. система отличается экономичностью и высокой точностью ориентации в течение всего времени активного существования ИСЗ. На ИСЗ были установлены рентгеновский фотометр, дифракционный УФ спектрометр и рентгеновский гелиограф. В качестве приёмников излучения для рентгеновского фотометра применены гейгеровские счётчики фотонов. Исследования проводились в участках спектра, к-рые представляют особый интерес для выяснения природы солнечных вспышек. Чтобы оценить уровень помех со стороны частиц радиационных поясов, был использован контрольный счётчик. Рентгеновский гелиограф состоял из двух блоков датчиков, располож. снаружи ИСЗ, и блока электроники внутри корпуса. В каждом блоке датчиков имелись гейгеровские счётчики рентгеновского излучения с полями зрения, к-рые ограничены двумя щелевыми крестообразно располож. диафрагмами. Когда ось ИСЗ пересекала диск Солнца, получалось его изображение по двум взаимно перпендикулярным направлениям. Для привязки получ. при этом записей к определ. участкам Солнца использовались оптич. датчики, точно фиксирующие моменты прохождения краёв солнечного диска через поля зрения счётчиков. ИСЗ «К.-166» выполнял свои задачи ок. 3 мес. За это время Солнце успело совершить три полных оборота вокруг своей оси, и его активность по данным земных обсерваторий менялась в широких пределах. Осн. результаты: накоплен большой материал по статистике рентгеновских вспышек и их связи с оптич. вспышками; анализ

полученных данных позволил определить физические условия в области вспышки и в прилегающих активных участках короны (плотность вещества, эффективную темп-ру или энергию частиц). См. вкл. XI.

«КО́СМОС-186» — советский ИСЗ для проверки в условиях космического полёта научных и конструкторских решений, позволивших произвести первую автоматическую стыковку двух ИСЗ («К.-186» и «*Космос-188*»). На ИСЗ располагались: аппаратура системы ориентации и автоматич. управления движением; ДУ многократного действия для осуществления коррекции орбиты и сближения; двигатели малой тяги для ориентации и причаливания во время стыковки; аппаратура управления стыковкой и стыковочные узлы. Полёт состыкованных ИСЗ продолжался 3,5 ч. «К.-186» — беспилотный вариант КК «*Союз*».

«КО́СМОС-188» — советский ИСЗ для проверки принципов стыковки КА в автоматическом варианте. ИСЗ (спускаемые аппараты) «К.-188» и «*Космос-186*» возвращены на Землю.

«КО́СМОС-215» — советский ИСЗ для астрономич. наблюдений. На ИСЗ были установлены: 8 небольших телескопов с диам. зеркала 70 мм, предназначенных для наблюдений излучения горячих звёзд в разл. диапазонах — от видимой части спектра до УФ с длиной волны 122,5 нм; рентгеновский телескоп, регистрирующий излучение в спектральной области от 0,05 до 0,5 нм; два фотометра, регистрирующие солнечное излучение, рассеянное в верхней атмосфере планеты. Поле зрения телескопов составляет ок. 1°. Для замедления вращения ИСЗ использовалась спец. магнитная система успокоения.

«КО́СМОС-243» — советский ИСЗ для изучения методов дистанционного зондирования Земли. На ИСЗ впервые в мире осуществлён глобальный эксперимент по измерениям теплового радиоизлучения Земли и её атмосферы. Осн. результаты: уже в первые сутки полёта была надёжно установлена граница сплошного льда вокруг Антарктиды, что позволило составить карту льдов Антарктики; получено распределение темп-ры Мирового океана по всему земному шару.

«КО́СМОС-261» — советский ИСЗ для изучения верхней атмосферы Земли и природы полярных сияний. С помощью аппаратуры для регистрации заряженных частиц обнаружена новая зона вторжения протонов в атмосферу Земли вблизи экватора. Орбита ИСЗ была выбрана так, чтобы его траектория регулярно проходила почти по касательной вдоль зоны полярных сияний. Это значительно увеличивало время пребывания регистрирующей аппаратуры в авроральной атмосфере. На борту ИСЗ находилась аппаратура для изучения заряженных частиц, вызывающих полярные сияния, электронов сверхтепловой энергии, а также вариаций плотности верхней атмосферы во время сияний. Одновременно сеть наземных геофиз. станций НРБ, ВНР, ГДР, ПНР, СРР, СССР и ЧССР проводили координированные наземные наблюдения. В СССР наблюдения велись более чем в 30 пунктах. Запуск ИСЗ «К.-261» явился первым комплексным экспериментом по изучению верхней атмосферы Земли и природы полярных сияний, проведённым в соответствии с программой сотрудничества социалистич. стран в области исследования и использования космич. пространства в мирных целях.

«КО́СМОС-321» — советский ИСЗ для изучения магнитного поля Земли. ИСЗ дал возможность получить распределение магнитного поля на 94% поверхности земного шара. Сравнение данных измерений этого ИСЗ с данными двух предыдущих («*Космос-26*» и «Космос-49») позволило с высокой точностью определить вековые изменения магнитного поля по всей поверхности. ИСЗ был оснащён квантовым цезиевым магнитометром, позволившим выполнять измерения каждые 2 с. Осн. результаты: впервые с ИСЗ измерен эффект экваториальной токовой струи, существующей в плоскости магнитного экватора на дневной стороне; получены важные сведения по механизмам магнитных бурь в полярных областях, в частности удалось уточнить топологию магнитоактивных зон в этих районах. Во время особенно интенсивной бури 8—10 марта 1970 были измерены эффекты полярных электроструй. Эти данные используются для изучения проводимости земного шара.

«КО́СМОС-381» — советский ИСЗ для исследования атмосферы. Орбита ИСЗ близка к круговой (выс. ок. 1000 км) и наклонена к плоскости экватора под углом 74°. Комплекс науч. аппаратуры обеспечивал разл. измерения в ионосфере разнообразными методами. Осн. эксперимент — вертик. импульсное зондирование ионосферы сверху вниз на 20 фиксиров. частотах в диапазоне 2—13,4 МГц. Излучение зондирующих ионосферу радиосигналов производилось каждую минуту в течение 1 с. Отражённые сигналы кодировались и регистрировались запоминающим устройством ИСЗ. Над терр. СССР они принимались также наземными станциями без преобразования. Эти отражённые сигналы несли информацию о распределении концентрации электронов во внеш. ионосфере — до уровня орбиты ИСЗ. Одновременно электронная концентрация определялась ок. ИСЗ с помощью зондов. Для исследования электронной концентрации во всей толще ионосферы использовалась трёхчастотная радиостанция «Маяк». На ИСЗ был установлен прибор, к-рый регистрировал спектры низкочастотных электромагнитных волн, возбуждаемых в ионосферной плазме. Цель этих опытов — изучить возникающие в ионосфере волновые процессы. Нек-рые измерения служат также для определения интенсивности первичных космич. лучей, радиац. обстановки на орбите ИСЗ и магнитного поля Земли. См. вкл. XI.

«КО́СМОС-605» — советский биологический ИСЗ. Использовавшиеся в экспериментах белые крысы, черепахи, насекомые, микроорганизмы и грибы были размещены в спец. контейнерах, обеспечивающих соответствующие условия обитания. Одновременно с полётом ИСЗ на Земле проводился синхронный контрольный эксперимент. Для этого использовался макет спускаемого аппарата с действующей аппаратурой, полностью соответствующей полётным образцам. В нём были размещены контрольные партии животных и др. биообъектов. Данные телеметрич. информации, получаемой с ИСЗ, вводились в спец. системы, к-рые воспроизводили на Земле режимы работы соответствующих систем в полёте. Всё это позволило смоделировать на Земле для контрольных животных условия, аналогичные полётным, кроме невесомости. Осн. результаты: получены материалы для сравнит. анализа и дифференцировк. изучения влияния невесомости; физиологич. эксперименты со степными черепахами и крысами дали возможность сравнить реакцию животных разл. уровня организации на действие невесомости. Использование большого кол-ва особей позволило получить статистически достоверный материал.

«КО́СМОС-782» — советский биологический ИСЗ для исследования влияния факторов космического полёта на живые организмы. Наличие на борту экспериментальных животных и др. биологич. объектов потребовало создания сложного автоматизиров. комплекса, обеспечивающего жизнедеятельность «пассажиров» и контроль за их состоянием. Подобная аппаратура использовалась на ИСЗ «Космос-605, -690», однако усложнение программы исследований привело к необходимости усовершенствовать ранее применявшиеся системы и разработать ряд приборов. В спускаемом аппарате ИСЗ было размещено 25 крыс. Жили они в нефиксированном состоянии в индивидуальных клетках-пеналах, снабжённых системой вентиляции, кормушкой, поилкой, осветительными плафонами и устройством для сбора отходов жизнедеятельности. Каждые 6 ч кормушка заполнялась пастообразным кормом. Воду животные могли пить в любое время. Через решётчатый пол направленным потоком воздуха уносились в спец. сборник отходы жизнедеятельности и остатки пищи. Темп-ра тела крыс измерялась вживлёнными миниатюрными датчиками — радиопередатчиками. Общая цель серии биологич. экспериментов на «К.-782» — выявить характер влияния невесомости на строение и функции клеток и субклеточных структур. Противоречивость полученных ранее экспериментальных материалов во многом объясняется тем, что на биологич. объекты в космич. полётах, помимо невесомости, действует ряд др. факторов, влияние к-рых иногда трудно учесть. Поэтому был поставлен контрольный эксперимент, полностью и точно воспроизводящий все условия космич. полёта за исключением невесомости. На борту «К.-782» впервые была установлена центрифуга, а биологич. объекты разделили на группы. Одну расположили неподвижно относительно ИСЗ, другие — на разл. расстояниях от центра вращения. Это позволило варьировать значение искусств. тяжести (от 100 до 30% земного веса). Для изучения влияния силы тяжести на молекулярно-генетич. основы жизнедеятельности, процессы роста, развития и старения организма на борту проводились опыты с животными, растениями, изолиров. клетками (культурой ткани), бактериальными клетками, низшими грибами и дрозофиллами (плодовыми мушками), а также с «опухолевыми» растит. клетками. Цель радиобиологич. экспериментов — исследование комбиниров. воздействия невесомости и ионизирующего излучения, а также эффектов тяжёлых ядер галактич. космич. излучения при их взаимодействии с биологич. объектами. На «К.-782» продолжены начатые ранее исследования элементов электростатич. защиты корабля. Эксперимент «Биоблок», проводившийся совместно с франц. и румынскими специалистами, был посвящён изучению биологич. действия тяжёлых ядер галактич. излучения на одноклеточные организмы и семена растений. На ИСЗ были размещены биологич. объекты СССР, ЧССР, США, Франции. В исследовании биологич. материала приняли участие учёные ВНР,

ПНР, СРР. Спускаемый аппарат ИСЗ был возвращён на Землю. См. вкл. XI.

«КО́СМОС-900» — советский ИСЗ для исследования полярных сияний. С этой целью ИСЗ был запущен на полярную орбиту. Аппаратура, изготовл. в СССР, ГДР, ЧССР, позволяла измерять характеристики холодной ионосферной плазмы, потоков электронов и протонов полярных сияний и радиационного пояса, а также фиксировать ряд характерных спектральных диапазонов полярных сияний в УФ и видимой областях спектра.

«КО́СМОС-936» — советский биологический ИСЗ для исследования влияния факторов космического полёта на живые организмы. На ИСЗ были размещены биологич. объекты и науч. аппаратура СССР, ЧССР, США, Франции. В исследовании и обработке экспериментального биологич. материала, полученного в процессе полёта, приняли участие НРБ, ВНР, ГДР, ПНР, СРР, СССР, ЧССР, США, Франция. В физиологич. экспериментах использовались белые лабораторные крысы. Подопытные животные, выращенные в спец. условиях и лишённые патогенных бактерий, были представлены специалистами ЧССР. Каждая крыса находилась в свободном (не фиксированном) состоянии в отд. небольшом отсеке, оборудованном всем необходимым для жизни. Внутри каждого такого отсека имелись кормушка, поилка, освещение, отверстия для вентиляции и спец. устройство для сбора и удаления отходов жизнедеятельности. Для оперативной оценки состояния и поведения подопытных животных в полёте использовалась оригинальная электронная система бесконтактного контроля двигат. активности крысы. Система позволяла преобразовывать за определ. отрезки времени движения каждого животного в электрич. сигналы, передающиеся на Землю. Нек-рой части животных были вживлены миниатюрные радиопередающие устройства, измеряющие темп-ру тела. На ИСЗ была установлена центрифуга, на к-рой размещалась часть отсеков с крысами. Она создаёт искусств. силу тяжести, равную земной. Во время полёта одна часть подопытных животных находилась в условиях невесомости, другая — в условиях искусств. силы тяжести. Этот эксперимент был направлен на получение новых экспериментальных данных об эффективности искусств. силы тяжести как средства профилактики неблагоприятного воздействия невесомости. На ИСЗ проводились также эксперименты с насекомыми, высшими и низшими растениями. Цель экспериментов с растениями — изучение роли силы тяжести в формировании клеточных структур и становлении генетич. аппарата растит. клетки на разных стадиях развития. На ИСЗ проводились также радиационно-физич. исследования для изучения новых перспективных средств защиты от воздействия заряженных частиц космич. пространства. Спускаемый аппарат ИСЗ возвращён на Землю.

«КО́СМОС-1000» — первый советский навигационный ИСЗ, по к-рому морские суда могут с высокой точностью определять своё местоположение в любой точке Мирового океана независимо от погодных условий. Он входит в состав спутниковой навигац. системы «*Цикада*», состоящей из неск. аналогичных аппаратов. См. вкл. XI.

«КО́СМОС-1076» — первый советский океанографический ИСЗ. Оснащён комплексом исследоват. аппаратуры, позволяющей получать информацию о физ. параметрах океана и атмосферы. Осн. задачи: разработка и создание гидротермодинамич. модели поверхностного слоя океана вместе со скин-слоем, разработка более соверш. методик определения передаточной функции атмосферы, повышение спектральной чувствительности аппаратуры и увеличение числа измерит. каналов в пределах «окон прозрачности» атмосферы. В комплексе с ИК радиометром, установл. на ИСЗ, работал 5-канальный микроволновый радиометр сантиметрового диапазона, информация к-рого использовалась как для повышения точности определения темп-ры подстилающей поверхности и параметров атмосферы, так и для оценки состояния водной поверхности, характеристик льдов, влагосодержания в облаках, зон осадков. Исследовалась возможность применения аппаратуры активного радиолокац. зондирования поверхности океана, к-рая позволяет получать двумерные спектры волнения, оценивать скорость и направление ветра, высоту волн.

Для сбора, запоминания и передачи данных на наземные пункты приёма информации ИСЗ снабжён бортовой информац. системой. Он оснащён также корректирующей ДУ, системой автономной ориентации СБ. Комплексом науч. аппаратуры ИСЗ управляет спец. блок, к-рый также задаёт режим работы измерит. аппаратуре и системам сбора и передачи информации на буях и судах. Последние составляют систему опорных пунктов и проводят прямые измерения в океане для контроля и калибровки аппаратуры ИСЗ. Применение системы автоматич. буйковых станций в океане, определяющей гидрографич. характеристики по глубине, позволяет ставить вопрос о трансформации поверхностных полей (измеренных со спутника) в глубь океана по крайней мере в пределах деятельного слоя. Доказана возможность обнаруживать с помощью ИСЗ районы сильных штормов и интенсивных температурных аномалий, зоны наибольшей сплочённости льдов в арктическом бассейне, оценивать содержание влаги в атмосфере.

«КО́СМОС-1129» — советский ИСЗ для исследования факторов космического полёта на живые организмы. На ИСЗ были установлены экспериментальные системы с разл. биологич. объектами, а также радиационно-физич. аппаратура, размещены биологич. объекты и науч. аппаратура СССР, ЧССР, США и Франции. В исследовании экспериментального биологич. материала также приняли участие НРБ, ВНР, ГДР, ПНР, СРР. Кроме науч. аппаратуры, на ИСЗ имелись: радиосистема для точного измерения элементов орбиты, радиометрич. система для передачи на Землю данных о работе приборов и науч. аппаратуры. Осн. задачи: изучение механизмов приспособления организма к невесомости и реадаптации к силе земного притяжения после полёта. В качестве подопытных животных использовались белые крысы, выращенные в «особо чистых» условиях специалистами Ин-та эндокринологии Словацкой АН (ЧССР). Окончат. отбор и подготовка животных к полёту проведены в Ин-те медико-биологических проблем Минздрава СССР.

Изучение состояния высших отделов головного мозга животных в длит. полёте проводилось впервые. Проводилось изучение процессов теплообмена в невесомости, имеющих важное значение при разработке СЖО. На автоматич. установке для выращивания высших растений из семян с помощью фотосъёмки изучалось влияние факторов космич. полёта на формирование и динамику роста кукурузы, льна, хибинской капусты и др. растений. Осн. частью радиационно-физич. исследований являлось дальнейшее изучение электростатич. защиты от воздействия заряженных частиц космич. пространства. В ходе эксперимента была проведена оценка работоспособности установл. на приборном отсеке ИСЗ унифициров. модуля электростатич. защиты при рабочем напряжении на электроде 300 кВ. С помощью подобных модулей в дальнейшем можно будет экранировать наиболее уязвимые в радиационном отношении части КА любой формы.

«КО́СМОС-1151» — советский ИСЗ для дальнейшей отработки методов дистанционного измерения параметров поверхностного слоя океана и атмосферы. Цель эксперимента: решить ряд конкретных науч. проблем, связанных с комплексной оценкой результатов синхронного наблюдения за разл. параметрами мор. среды на больших акваториях.

«КО́СМОС-1500» — советский ИСЗ для отработки новых видов информационно-измерительной аппаратуры и методов дистанционных исследований Мирового океана и поверхности Земли. На ИСЗ установлены комплекс сканирующей оптико-механич. аппаратуры и радиолокац. система бокового обзора, с помощью к-рой можно оказывать практич. помощь организациям Морского флота СССР в вост. секторе Арктики. Радиолокац. карты, составляемые по данным со спутника, позволяют не только фиксировать состояние ледовой обстановки на данный момент времени и передавать оперативную информацию в штабы проводки караванов, на береговые пункты или непосредственно на ледоколы, ведущие суда во льдах, но и прогнозировать её изменения на значит. промежутки времени. Сведения, получаемые с ИСЗ, планируется использовать и в западном секторе Арктики, где круглогодичная навигация связана с серьёзными природными трудностями.

«КО́СМОС-1514» — советский биологический ИСЗ для исследования влияния факторов космического полёта на живые организмы. На ИСЗ были установлены научно-экспериментальные системы с разл. биологич. объектами, а также радиационно-физ. аппаратура. В ходе полёта проводился эксперимент по изучению механизма адаптации организма к невесомости в первые часы и дни космич. полёта, изучались тонкие процессы, происходящие в этот период в живом организме. В эксперименте использовались две обезьяны из семейства макак. В процессе полёта изучалось также влияние невесомости на эмбриональное развитие крыс и рыб, исследовалась динамика роста растений, проводились эксперименты для решения задач радиац. безопасности космич. полётов. В проведении исследований принимали участие специалисты НРБ, ВНР, ГДР, ПНР, СРР, СССР, ЧССР, США и Франции.

КОСМОХИ́МИЯ — наука о химическом составе космических тел, законах распространения и распределения химических элементов во Вселенной, процессах сочетания и миграции атомов при образовании космического вещества. Наиболее изученная часть К.— геохимия.

К. исследует как относительно «холодные» процессы на уровне атомно-молеку-

лярных взаимодействий веществ, так и «горячие» ядерные процессы в космосе, связанные с нуклеогенезом (процессы образования хим. элементов внутри звёзд). Для интерпретации последних широко используются данные астрофизики. К.— новая область знания, получившая значительное развитие во 2-й половине 20 в. гл. обр. благодаря успехам космонавтики. Ранее исследования хим. процессов в космич. пространстве и состава космич. тел осуществлялись в осн. путём спектрального анализа излучения Солнца, звёзд и атмосфер планет. Этот метод позволил открыть элемент гелий на Солнце ещё до того, как он был обнаружен на Земле. Единственным прямым методом изучения космических тел был анализ хим. и фазового состава различных метеоритов, выпадавших на Землю.

Так был накоплен значит. материал, имеющий фундаментальное значение и для дальнейшего развития К. Такие события космонавтики, как полёты КА к Луне, планетам Солнечной системы — Венере, Марсу, Меркурию — и посещение человеком Луны, открыли перед К. совершенно новые возможности. Прежде всего — это непосредственное исследование пород Луны при участии космонавтов или путём забора образцов грунта автоматич. (подвижными и стационарными) аппаратами и доставка их на Землю для дальнейшего изучения в хим. лабораториях. Кроме того, автоматич. спускаемые аппараты сделали возможным изучение вещества и условий его существования в атмосфере и на поверхности др. планет Солнечной системы, прежде всего Марса и Венеры.

Одна из важнейших задач К.— изучение на основе состава и распространённости хим. элементов эволюции космич. тел, стремление объяснить на хим. основе их происхождение и историю. Наибольшее внимание в К. уделяется проблемам распространённости и распределения хим. элементов. Распространённость хим. элементов в космосе определяется гл. обр. нуклеогенезом внутри звёзд. Образование хим. элементов связано с разл. ядерными процессами в звёздах, а также ядерными реакциями в периоды взрывов Сверхновых звёзд и при облучении хим. элементов космич. лучами галактич. и солнечного происхождения на послезвёздной стадии эволюции. На разных этапах своей эволюции разл. звёзды и звёздные системы имеют неодинаковый хим. состав. Известны звёзды с особенно сильными спектральными линиями Ba, Mg, Li. Распределение хим. элементов по фазам в космич. процессах исключительно разнообразно. На агрегатное и фазовое состояние вещества в космосе на разных стадиях его превращений оказывают разностороннее влияние: 1) огромный диапазон темп-р, от звёздных до абс. нуля; 2) огромный диапазон давлений, от сотен гигапаскалей в условиях планет и звёзд до космич. вакуума; 3) глубоко проникающие *космические лучи* разл. состава и интенсивности; 4) излучения, сопровождающие превращения нестабильных ядер в стабильные; 5) магнитное, гравитационное и др. физ. поля. Установлено, что все эти факторы влияют на состав вещества внеш. коры планет, их газовых оболочек, метеоритного вещества, космич. пыли и др. При этом процессы фракционирования вещества в космосе касаются не только атомного, но и изотопного состава. Определение соотношений изотопов разл. элементов в метеоритах, атмосферах планет, породах Земли, Луны позволяет глубже изучить историю процессов образования первичного вещества планет, его дифференциацию при образовании внеш. оболочек планет (планетарных кор, атмосфер, гидросфер и т. д.) и устанавливать возраст этих процессов. Обнаружение изотопных аномалий O, Mo, Xe, Te, Ba, Sm, Nd и др. хим. элементов в метеоритах свидетельствует о гетерогенности первичного вещества Солнечной системы, связанной с тем, что протопланетное облако (ППО), по-видимому, имело пылевую и газовую компоненты, содержавшие элементы, возникшие в разных процессах нуклеосинтеза.

Благодаря экстремальным условиям в космич. пространстве протекают процессы и встречаются состояния вещества, не свойственные Земле: плазменное состояние вещества звёзд (напр., Солнца); конденсирование He, H_2, CH_4, NH_3 и др. легколетучих газов в атмосфере больших планет при очень низких темп-рах; образование «неокисляющихся» самородных элементов (Fe, Si, Al) в космич. вакууме на поверхности Луны; хондритовая структура вещества каменных метеоритов и т. д. В межзвёздном пространстве обнаруживаются в крайне малых концентрациях атомы и молекулы многих элементов, а также минералы (кварц, силикаты, графит и т. д.) и, наконец, идёт синтез различных сложных органич. соединений, возникающих из H, CO, NH_3, O_2, N_2, S и др. простых соединений при участии излучений. Все эти органич. вещества в метеоритах, в межзвёздном пространстве оптически не активны.

С развитием *астрофизики* и нек-рых др. наук расширились возможности получения информации, относящейся к К. Так, поиски молекул в межзвёздной среде ведутся посредством методов *радиоастрономии*. В межзвёздном пространстве обнаружено более 20 видов молекул, в т. ч. несколько довольно сложных органич. молекул, содержащих до 7 атомов. Установлено, что наблюдаемые концентрации их в 10—100 млн. раз меньше, чем концентрация водорода. Эти методы позволяют также посредством сравнения радиолиний изотопных разновидностей одной молекулы (напр., $H_2{}^{12}CO$ и $H_2{}^{13}CO$) исследовать изотопный состав межзвёздного газа и проверять правильность существующих теорий происхождения химических элементов.

Исключительное значение для познания химии космоса имеет изучение сложного многостадийного процесса конденсации при взрывах Сверхновых, а также при охлаждении ППО. Последовательность образования минеральных фаз при конденсации газа ППО пока ещё не ясна вследствие больших неопределённостей в начальных параметрах ППО (его масса, распределение темп-р и давлений, хим. состав и др.). Особенно чувствительна последовательность конденсатов к исходному отношению C/O в газе ППО. Аккумуляция образовавшихся конденсатов привела к формированию *метеорных тел*, астероидов и в конечном счёте планет Солнечной системы. Соударения в космич. пространстве (либо между частицами метеорного вещества, либо при налёте метеоритов и др. частиц на поверхность планет), благодаря огромным космическим скоростям движения, могут вызвать тепловой взрыв, оставляющий следы в структуре твёрдых космических тел, и образование метеоритных кратеров. Эти кратеры широко распространены на Луне, Меркурии, нек-рых спутниках Юпитера и Сатурна, что свидетельствует о большом возрасте (4—4,5 млрд. лет) этих небесных тел. Между космич. телами происходит обмен веществами. Напр., по минимальной оценке, на Землю ежегодно выпадает не меньше 10 тыс. т космической пыли, состав к-рой известен. Среди каменных метеоритов, падающих на Землю, встречаются т. н. базальтические ахондриты, по составу близкие к поверхностным породам Луны и земным базальтам ($Si/Mg \approx 6,5$).

Различия в условиях образования конденсатов и их аккумуляции на разном расстоянии от Солнца привели к закономерному изменению состава планет Солнечной системы. При этом расслоённость всех планет на оболочки, различающиеся по химическому и минеральному составу, объясняется первоначально «гомогенным» строением планетных тел (т. н. «гомогенная» аккумуляция) и последующей дифференциацией с выделением металлических ядер планет и выплавлением коры и дегазации мантии, либо глубокой дифференциацией протопланетного вещества ещё до формирования планетных тел («гетерогенная» аккумуляция), когда ядра планет и их оболочки образовывались непосредственно в результате их аккумуляции. В формировании внешних оболочек планет (кора, атмосфера и др.) большую роль играли процессы вторичного разогревания вещества планет теплотой радиогенного происхождения, выделяющейся при распаде радиоактивных изотопов калия, урана и тория и, возможно, других элементов. Такой процесс частичного плавления и дегазации мантийного вещества планет при вулканизме характерен для Луны, Земли, Марса, Венеры. В результате этого происходит отделение легкоплавкого вещества (напр., коры и атмосферы) от тугоплавкого вещества мантии планет. Напр., первичное солнечное вещество имеет отношение $Si/Mg \approx 1$, выплавленное из мантии планет вещество коры планет — $Si/Mg \approx 6,5$. Сохранность и характер внеш. оболочек планет прежде всего зависят от массы планет и расстояния их до Солнца (напр., маломощная атмосфера Марса и мощная атмосфера Венеры).

КОСПА́Р (англ. Cospar, сокр. от Committee on Space Research) — Комитет по космическим исследованиям при Международном совете научных союзов. Образован в 1958 для продолжения работ по сотрудничеству в исследовании космич. пространства после завершения МГГ (1957—58). Членами К. являются академии наук и др. науч. учреждения 35 стран, а также 13 междунар. науч. союзов. В промежутках между Пленарными собраниями деятельностью К. руководит Исполнит. совет, куда входят 7 избираемых на Пленарном собрании представителей науч. учреждений стран — членов К. и по одному представителю от науч. союзов. Исполнит. совет может собираться в узком составе— семь выборных членов, к-рые образуют Бюро.

К. занимается фундаментальными науч. исследованиями, проводимыми с использованием ракет, КА, а также аэростатов. К. непосредственно не проводит космич. исследований. Его задача заключается в обсуждении полученных результатов и выработке рекомендаций по планированию и координации науч. экспериментов, осуществляемых по нац. и междунар. программам.

В К. имеется 7 междисциплинарных науч. комиссий: изучение из космоса по-

верхности Земли, метеорологии и климата; изучение из космоса системы Земля — Луна, планет и малых тел Солнечной системы; изучение из космоса атмосфер Земли и планет, включая модели атмосфер; изучение космич. плазмы в Солнечной системе, включая магнитосферы планет; астрофизич. исследования из космоса; космич. биология; материаловедение в космосе. Кроме того, в К. образованы следующие группы: космич. исследования и проблемы развивающихся стран; потенциально вредное воздействие на окружающую среду экспериментов, проводимых в космосе; технич. проблемы использования аэростатов; динамика ИС и космич. зондов.

До 1980 сессии К. проводились в разных странах ежегодно; с 1980 — через год. Помимо науч. и организац. заседаний, во время сессий К. проводятся Пленарные собрания, на к-рых представляются доклады нац. и междунар. науч. орг-ций о результатах космич. исследований за истекший период. К. издаёт «Информационный бюллетень» на англ. языке, а также труды сессий. Он поддерживает тесные связи с рядом междунар. орг-ций, в т. ч. с *Комитетом ООН по использованию космического пространства в мирных целях*. *В. С. Верещетин.*

«КОСПА́С-САРСА́Т» — наименование экспериментальной спутниковой системы для определения в аварийных ситуациях с помощью ИСЗ координат радиобуёв, установленных на судах и самолётах. Система создаётся в соответствии с Соглашением между СССР и США о сотрудничестве в исследовании и использовании космич. пространства в мирных целях. «К.-С.» включает ИСЗ на околополярных круговых орбитах, аварийные радиобуи (АРБ), размещаемые на судах и самолётах, пункты приёма информации, Центр системы. Работа «К.-С.» осн. на принципе свободного доступа сигналов АРБ к аппаратуре ИСЗ. Точность определения координат АРБ, работающего на частоте 406 МГц — 3 км, на частоте 121,5 МГц — 20 км. В зоне видимости ИСЗ определяются координаты не менее 20 радиобуёв, работающих одновременно. «Коспас» — сов. часть системы, создаётся по заказу Мин-ва мор. флота СССР; «Сарсат» — часть системы, создаваемой по кооперации тремя странами: США (НАСА, Центр им. Р. Годдарда), Канадой (Мин-во связи), Францией (Нац. центр космич. исследований).

КОТЕ́ЛЬНИКОВ Владимир Александрович (р. 1908) — советский учёный в области радиотехники, акад. АН СССР (1953), дважды Герой Социалистич. Труда (1969, 1978). Чл. КПСС с 1948. В 1931 окончил Моск. энергетич. ин-т и начал преподавать в нём. С 1954 директор Ин-та радиотехники и электроники АН СССР, с 1970 вице-президент АН СССР. С 1980 пред. Совета *«Интеркосмос»*. Осн. труды посвящены проблемам совершенствования методов радиоприёма, изучению помех радиоприёму и разработке методов борьбы с ними. Большое значение имеют труды К. по теории потенциальной помехоустойчивости. Под рук. К. в СССР проводятся работы по радиолокации Марса, Венеры, Меркурия. Деп. Верх. Совета СССР 10—11 созывов. Почётный чл. Междунар. ин-та инженеров по электротехнике и электронике (1964), иностр. чл. Чехословацкой АН (1965), АН ГДР (1974), Польской АН (1974), почётный доктор технич. наук Высшего технич. уч-ща в Праге (1967). Ленинская пр. (1964), Гос. пр. СССР (1943, 1946); золотая медаль им. М. В. Ломоносова АН СССР (1982). Награждён 6 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Трудового Красного Знамени, «Знак Почёта» и медалями.

КОЭФФИЦИЕ́НТ ИЗБЫ́ТКА ОКИСЛИ́ТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕ́НТОВ — отношение суммарного массового или молярного кол-ва окислит. элементов (кислорода, фтора, хлора и др.), содержащихся в компонентах применяемого ракетного топлива, к такому их суммарному кол-ву, при к-ром в результате горения получаются только продукты полного окисления. Является одним из осн. параметров хим. ракетного топлива, существенно влияет на значения уд. импульса, темп-ры и состав продуктов реакции. Значение К. и. о. э. определяется элементным составом и выбранным *коэффициентом соотношения компонентов* ракетного топлива (см. табл.). Для камеры сгорания ср. значение К. и. о. э. меньше 1, но в большинстве случаев близко к ней. Иногда в разных зонах камеры сгорания и газогенератора (ГГ) ЖРД искусств. обеспечивают разл. значения коэф. (напр., у стенок смесь переобогащается или переобедняется для местного снижения темп-ры газов и создания восстановит. или окислит. охлаждающей завесы). Значение коэф. выбирают исходя из необходимости получения макс. уд. импульса или макс. эффективности, условием охлаждения камеры двигателя (в случае ЖРД); при этом оптим. по уд. импульсу значение коэф. растёт с повышением давления в камере сгорания и зависит от степени расширения продуктов сгорания топлива. Для ГГ ЖРД К. и. о. э. составляет 0,1—0,3 (для восстановит. ГГ) и 10—25 (для окислит. ГГ) и определяется предельно допустимой темп-рой продуктов газогенерации. Для твёрдых топлив К. и. о. э. лежит в пределах 0,4—0,7 и, как правило, не равен оптим. значению, поскольку последнее достигается при содержании горючего-связующего не выше 8—12%, что недопустимо по технологич. соображениям.

Оптимальные по удельному импульсу значения коэффициента избытка окислительных элементов ($\alpha_{опт}$) для некоторых двухкомпонентных жидких топлив при p_c=10 МПа и p_a=0,1 МПа*

Горючее	Коэффициент $\alpha_{опт}$ при окислителе		
	кислород жидкий	четырёх-окись азота	фтор жидкий
Водород жидкий	0,6	—	0,6
Керосин	0,8	0,9	0,3
Аммиак жидкий	1,0	—	1,0
Диметилгидразин несимметричный	0,8	0,9	0,5
Гидразин	1,0	1,0	1,0

* p_c и p_a — давление торможения при входе в сопло и статическое давление в выходном сечении сопла.

КОЭФФИЦИЕ́НТ ИЗБЫ́ТКА ОКИСЛИ́ТЕЛЯ — отношение фактического *коэффициента соотношения компонентов* хим. ракетного топлива к стехиометрическому, т. е. такому, при к-ром получаются только продукты полного окисления (см. *Стехиометрия*). К. и. о. численно совпадает с *коэффициентом избытка окислительных элементов*, если в окислителе не содержатся горючие элементы, а в горючем — окислительные.

В. А. Котельников

Ж. Л. Кретьен

КОЭФФИЦИЕ́НТ МА́ССОВОГО СОВЕРШЕ́НСТВА ракетного двигателя твёрдого топлива — отношение массы РДТТ, не снаряжённого топливом (т. е. массы конструкции), к массе топлива (с учётом воспламенительного состава).

КОЭФФИЦИЕ́НТ ОБЪЁМНОГО ЗАПОЛНЕ́НИЯ ракетного двигателя твёрдого топлива, плотность заряжания — показывает, какая часть внутр. объёма корпуса РДТТ (т. е. камеры сгорания РДТТ) занята топливом.

КОЭФФИЦИЕ́НТ ПОЛЕ́ЗНОГО ДЕ́ЙСТВИЯ (кпд) ракетного двигателя — характеризует степень преобразования используемой в РД первичной (хим., ядерной, солнечной, электрич. и т. д.) энергии в кинетич. энергию реактивной струи. Обычно в РД происходит несколько преобразований энергии из одного вида в другой, и кпд РД определяется произведением частных кпд всей цепи этих преобразований. Напр., в ХРД первичная (хим.) энергия ракетного топлива сначала превращается в энергию теплового движения продуктов сгорания, а последняя — в кинетич. энергию истекающих газов. Кпд такого двигателя характеризует потери энергии в процессе сгорания топлива и потери при последующем расширении в реактивном сопле образовавшихся продуктов. К последним относятся потери той теплоты, к-рую нельзя превратить в работу (согласно второму началу термодинамики), и они учитываются термич. кпд, зависящим только от показателя политропы процесса расширения и степени расширения газа в сопле. Кпд ХРД относительно невелики: для ЖРД *РД-253* общий кпд равен 0,48 при термич. кпд 0,53. Для характеристики РД как движителя используют полётный (тяговый) кпд, к-рый определяется степенью преобразования кинетической энергии реактивной струи РД в полезную тяговую работу движения ЛА. Полётный кпд зависит только от соотношения скоростей полёта и истечения газов из РД и при их равенстве принимает макс. значение, равное 1.

На практике энергетич. совершенство ХРД оценивается по совокупности таких показателей, как коэф. *удельного импульса тяги* камеры (отношение действит. значения этого параметра к идеальному, вычисленному при тех же значениях соотношения компонентов топлива, давления в камере сгорания и геометрич. степени расширения сопла), потери уд. импульса на привод ТНА и т. д.

КОЭФФИЦИЕ́НТ СООТНОШЕ́НИЯ КОМПОНЕ́НТОВ ракетного топлива — отношение массового секундного расхода окислителя к секундному расходу горючего или общего кол-ва

окислителя к общему кол-ву горючего в ракетном топливе. Коэф. зависит от элементного состава компонентов (см. табл.) и при заданном составе горючего существенно зависит от типа окислителя (напр., в случае *фторных окислителей* он больше, чем при кислородных окислителях). Обычно он превышает 1. К. с. к. может применяться как характеристика ДУ, РД, камеры сгорания, газогенератора и т. д.

Коэффициент соотношения компонентов некоторых двухкомпонентных жидких топлив при оптимальном по удельному импульсу (при p_c=10 МПа и p_a=0,1 МПа*) и равном единице значениях коэффициента избытка окислителя ($\alpha_{ок}$)

Топливо		Коэффициент соотношения компонентов при	
окислитель	горючее	$\alpha_{ок}=1$	$\alpha_{ок}=\alpha_{ок.\ опт}$
Кислород жидкий	Водород жидкий	7,937	4,762
	Керосин	3,413	2,730
	Диметилгидразин несимметричный	2,130	1,704
	Гидразин	0,998	0,998
	Аммиак жидкий	1,409	1,409
Четырёхокись азота	Керосин	4,858	4,372
	Диметилгидразин несимметричный	3,062	2,756
	Гидразин	1,436	1,436
Фтор жидкий	Водород жидкий	18,850	11,310
	Гидразин	2,371	2,371

* p_c и p_a — давление торможения при входе в сопло и статическое давление в выходном сечении сопла.

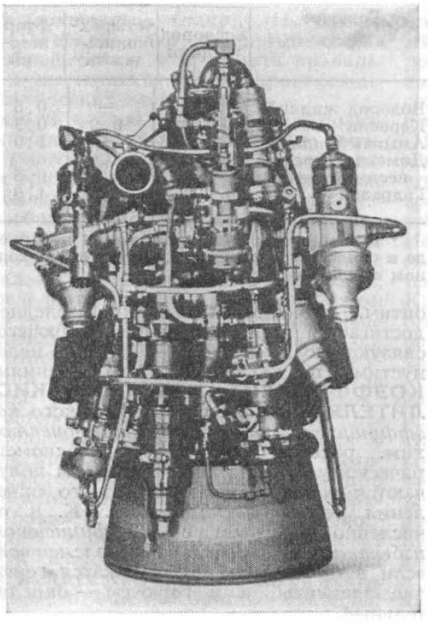
КРА́ТЕР (от греч. krater — большая чаша) — чашеобразное углубление на поверхности планет или их спутников. Внутр. склоны К. обрывистые или террасообразные. На Луне К. наз. округлённое углубление, в большинстве случаев окружённое валом, высота к-рого над поверхностью меньше глубины дна. Наружные склоны К. более пологие, чем внутренние. Для К. ср. размера (наблюдаемые в телескоп размеры заключены в пределах от 1 до неск. сотен км) отношение глубины к диаметру колеблется в интервале от 0,1 до 0,2, а для крупнейших К. это отношение ещё меньше. В осн. лунные К. возникли в результате соударений с метеоритами, соотношение между массой и скоростью к-рых определяло (вместе со структурой грунта) размеры и глубину образования. Имеются также К., появившиеся вследствие тектонич. деятельности. На дне таких К. находится одно или неск. жерл, соединяющих его с вулканич. очагом. Среди ударных К. различают: первичные — следствие ударов космич. тел и вторичные — следствие ударов фрагментов, выброшенных в процессе образования первичных. Для вторичных К. характерны небольшая глубина (по сравнению с первичными К. такого же размера), низкий вал и неск. вытянутая форма. Нек-рые молодые К.— центры лучевых систем, протяжённость и яркость к-рых различны. Кроме чашеобразных К. встречаются вытянутые, налагающиеся друг на друга, конические, в форме усечённого конуса и т. п. Установлено наличие К. на Земле, Луне, Марсе, Меркурии и Венере, а также на спутниках Марса, Юпитера и Сатурна. Морфология марсианских К. меняется для разных областей. В нек-рых областях К. более полигональны и содержат больше центральных горок, чем в др. р-нах. Светлые лучи и вторичные кратеры на переданных КА снимках Марса не обнаружены. Мелкие К. имеют чашеобразную форму, а большие — отличаются плоским дном.

КРА́ТЕРНЫЕ ЦЕПО́ЧКИ — линейно расположенная совокупность близких по размерам кратеров, расстояния между к-рыми существенно меньше ср. расстояния между подобными образованиями на окружающей поверхности. По-видимому, К. ц. являются специфич. особенностями рельефа тел солнечной системы, наружная оболочка к-рых несёт на себе кратеры разл. размеров и происхождения. На Луне встречаются К. ц. тектонич. и ударного происхождения. В первом случае К. ц. иногда образуются в результате прорыва газов на соседних участках дна трещин, а во втором — под воздействием падающих с достаточной скоростью кратерообразующих фрагментов. Наиболее протяжённые (~1000 км) К. ц. на Луне открыты на её обратной стороне по снимкам КА «Зонд-3».

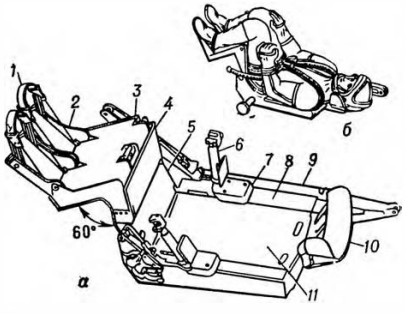
Образования типа К. ц. встречаются в светлых лучах (см. *Луна*), представляющих собой как бы кратерные поля, вытянутые вдоль луча и усеянные пологими продольными холмами. Для К. ц., расположенных в светлых лучах, характерна слегка вытянутая форма кратеров, причём направление вытянутости в большинстве случаев близко к оси луча, хотя встречаются и другие направления. Кроме Луны, существование К. ц. установлено на Марсе, спутниках Марса и Юпитера.

КРД-61 (сокр. от космический ракетный двигатель) — советский ЖРД, разработанный в 1968—70 в ОКБ А. М. *Исаева*. ЖРД — однокамерный, с насосной подачей самовоспламеняющегося топлива (окислитель — азотнокислотный, горючее — несимметричный диметилгидразин). Параметры: тяга 18,8 кН, уд. импульс 3070 м/с, давление в камере сгорания 9,22 МПа, время работы — до 53 с. ЖРД снабжён неподвижными рулевыми соплами, работающими на генераторном газе. Для наддува топливных баков и управления агрегатами автоматики ДУ используется гелий, хранящийся в сферич. баллонах. КРД-61 обеспечил взлёт с Луны возвращаемых КА «*Луна*-16», «Луна-20», «Луна-24» с лунным грунтом (1970—76).

ЖРД КРД-61

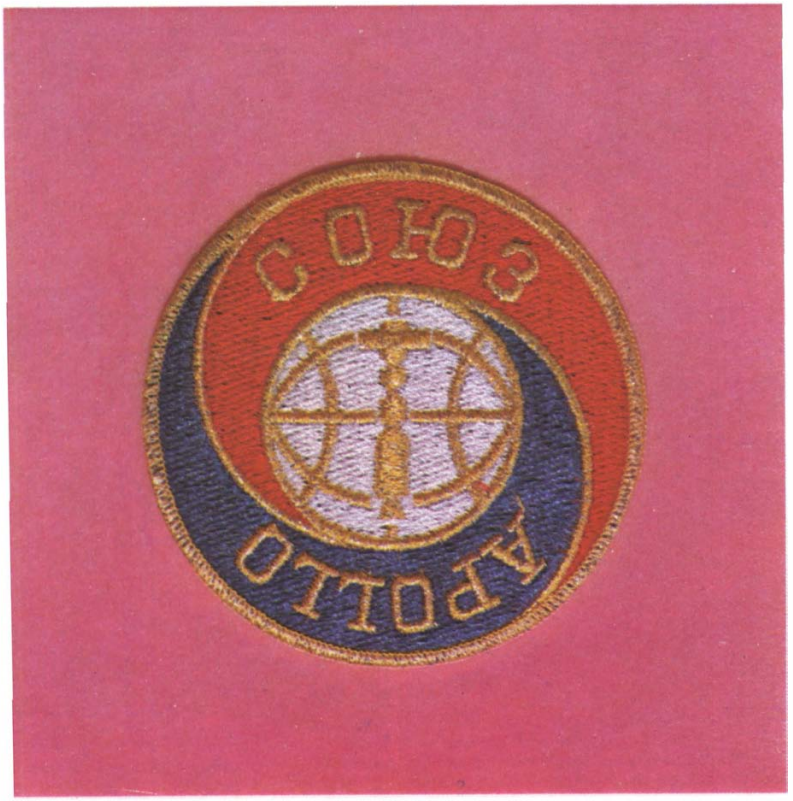


КРЕ́СЛО КОСМОНА́ВТА. На космич. кораблях применяются К. к. трёх основных типов: лёгкое, амортизированное и катапультируемое. Лёгкое кресло служит для фиксации космонавта на рабочем месте в условиях невесомости в процессе управления КК и его системами, при проведении науч. исследований и наблюдений, а также во всех др. случаях, требующих фиксации тела. Состоит из каркаса, средств фиксации тела и может иметь устройства для изменения позы космонавта. Амортизированное кресло предназначено для облегчения восприятия космонавтом перегрузок на участке выведения КК на орбиту, при спуске с орбиты и при приземлении. Амортизированное К. к. имеет силовой каркас, индивидуальный ложемент, амортизаторы, привязную систему и может оснащаться элементами управления КК и радиосвязи (ручки управления, кнопки, кабельная сеть и т. д.). На многоместных КК амортизир. К. к. могут быть установлены на одной платформе. Улучшение условий переносимости перегрузок (от 25—30 *g*) достигается применением индивидуальных ложементов с выбором определ. позы космонавта и положения кресла (оптимальный угол между направлением перегрузки и линией спины космонавта ~ 78°). Амортизаторы К. к. снижают ударные перегрузки в момент посадки. Напр., в направлении «грудь — спина» перегрузки могут снижаться с 75—100 до 20—30 *g*. Обычно применяются гидравлич. амортизаторы или амортизаторы, работающие на принципе поглощения энергии при остаточной деформации материалов. *Катапультируемое кресло* имеет спец. оборудование для катапультирования космонавта.



Кресло космонавта: *а* — общий вид; *б* — положение космонавта в кресле; *1* — фиксирующий ремень; *2* — опора для ступни; *3* — опора для голени; *4* — опора для бедра; *5* — опора для тазобедренной части; *6*, *7* — опоры для руки; *8* — боковая балка; *9* — спинка; *10* — заголовник; *11* — чашка спинки

1



2

1 — памятная плата с изображением государственных флагов, гербов, эмблем «Интеркосмоса» и международного пилотируемого полёта СССР — СРР (располагалась на полётных костюмах и скафандрах космонавтов); 2 — эмблема проекта экспериментального полёта «Аполлон — Союз» (ЭПАС).

1

2

Памятные платы с изображением государственных флагов, гербов, эмблем «Интеркосмоса», международных пилотируемых полётов и национальных организаций космических исследований (располагались на полётных костюмах и скафандрах космонавтов): 1 — СССР — Франция; 2 — СССР — Индия.

КРЕТЬЕ́Н (Chrétien) Жан Лу (р. 1938) — космонавт Франции, подполковник. В 1963 окончил Воен. возд. школу в Салон де Провансе. Окончил также школу лётчиков-испытателей самолётов «Мираж-1» (1970—77). С 1977 зам. командующего ПВО южного р-на Франции. С 1980 в Центре подготовки космонавтов им. Ю. А. Гагарина, где прошёл полный курс подготовки к космич. полётам. 24 июня — 2 июля 1982 совм. с В. А. *Джанибековым* и А. С. *Иванченковым* совершил полёт на КК «Союз Т-6» (в качестве космонавта-исследователя) и орбит. станции «Салют-7» (осн. экипаж А. Н. *Березовой*, В. В. *Лебедев*) с пристыков. к ней КК «Союз Т-5». Полёт продолжался 7 сут 21 ч 50 мин 52 с. К. присвоено звание Героя Сов. Союза (1982). Награждён 2 орденами Почётного легиона и орденом Ленина. Портрет на стр. 207.

КРИОГЕ́ННОЕ РАКЕ́ТНОЕ ТО́ПЛИВО (от греч. krýos — холод, мороз и -genēs — рождающий, рождённый) — *жидкое ракетное топливо*, хотя бы один из компонентов которого является криогенным. К. р. т. используются, как правило, в двигателях, установл. на мощных РН (напр., в *РД-107* на РН «Восток», *Ф-1* на РН «Сатурн-5»).

КРИОГЕ́ННЫЙ КОМПОНЕ́НТ ракетного топлива — *низкокипящий компонент* топлива в виде сжиженного газа с температурой кипения, лежащей (при нормальных условиях) в области криогенных температур (ниже ~ 120 К). К. к. не допускает длит. хранения (без принятия спец. мер) из-за потерь на испарение, особенно в условиях космич. пространства в связи с ограничением массы теплоизолирующих устройств. К. к. используют только тогда, когда по сравнению с *долгохранимыми ракетными топливами* это оправдывается повышенным значением обеспечиваемого им уд. импульса. К. к. применяется на РН «Восток» и её модификациях (*кислород жидкий*), а также на мн. др. РН.

КРИ́ППЕН (Crippen) Роберт (р. 1937) — космонавт США, капитан 1-го ранга ВМС. В 1960 окончил Техасский ун-т, получив степень бакалавра наук по авиац. технике. Окончил также школу по подготовке пилотов для аэрокосмич. исследований и работал в ней инструктором. С 1969 в группе космонавтов НАСА. Участвовал в подготовке мед. экспериментов, проводимых на орбит. станции «Скайлэб», и был членом экипажа обеспечения во всех трёх экспедициях на эту станцию и при полёте космонавтов по программе *ЭПАС*. 12—14 апр. 1981 совм. с Дж. *Янгом* совершил первый испытат. полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Колумбия») в качестве второго пилота. Полёт продолжался 2 сут 6 ч 20 мин 52 с. 18—24 июня 1983 совм. с Ф. *Хауком*, Дж. *Фабианом*, С. *Райд*, Н. *Тагардом* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Челленджер») в качестве командира. Полёт продолжался 6 сут 2 ч 24 мин 10 с. За 2 рейса в космос налетал 8 сут 8 ч 45 мин 2 с. Награждён золотой медалью НАСА «За исключительные заслуги», двумя золотыми медалями НАСА «За выдающиеся заслуги». Имеет награду Центра пилотируемых полётов им. Л. Джонсона.

КРО́ККО (Crocco) Гаэтано Артуро (1877—1968) — итальянский специалист в области авиации и артиллерии, один из пионеров ракетной техники, генерал. Учился в ун-те в Палермо (1896—1900). Практич. работы по ракетной технике начал с 1927 проведением испытаний твёрдого топлива (кордита и двухосновного пороха) с последующим созданием и испытанием ракет на этом топливе. Создал (совм. с Л. *Крокко*, Д. Гарофоли, К. Ланди, Р. Корелли) ЖРД на четырёхокиси азота и бензине (1930), а также жидкое унитарное (однокомпонентное) топливо на основе жидкого взрывчатого вещества и балластирующего элемента. Именем К. назв. кратер на Луне.

КРО́ККО (Crocco) Луиджи (р. 1909) — итальянский учёный в области авиации и космонавтики, доктор наук, профессор, один из пионеров ракетной техники. Сын Г. А. *Крокко*. Окончил Римский ун-т (1931). В 1928—49 занимался теоретич. и экспериментальными исследованиями в области аэродинамики больших скоростей и реактивного движения. Совм. со своим отцом создал экспериментальные ракеты на двухосновном твёрдом топливе (1927—29) и испытал ЖРД на четырёхокиси азота и бензине (1930). С 1949 работает в США; руководитель Гуггенхеймского центра реактивного движения в Принстоне. Внёс вклад в разработку теории неустойчивости горения в РД. Пр. Дж. Э. Пендрея Амер. ракетного об-ва.

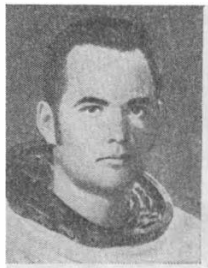
КРУГОВА́Я СКО́РОСТЬ — скорость, необходимая для движения спутника (естественного или искусственного) по круговой орбите. Если спутник в нач. момент времени имеет К. с., направленную перпендикулярно радиусу-вектору, проведённому из центра масс притягивающего тела, то его невозмущённое движение будет *круговым движением*.

КРУГОВО́Е ДВИЖЕ́НИЕ — класс движений в *задаче двух тел*, когда траектория движения одного тела относительно другого является окружностью. К. д. имеют место и в др. задачах, напр. в задаче трёх и многих тел, а также в задаче о движении частицы под действием притяжения тела, обладающего динамич. симметрией относительно нек-рой оси.

КРЫЛА́ТАЯ РАКЕ́ТА — беспилотный *летательный аппарат*, совмещающий в себе *ракету* и моноплан со среднерасположенным крылом трапециевидной формы. Иногда К. р. наз. самолёт-снаряд.

КСИЛИДИ́Н ($(CH_3)_2C_6H_3NH_2$ — первичный ароматический *амин*; высококипящее горючее для ЖРД. Малоподвижная маслянистая жидкость с запахом анилина. Технич. К. представляет собой однородную смесь изомеров, близких по физико-хим. свойствам. Плотность 980 кг/м³ (20 °С), темп-ра кристаллизации меньше —60 °С, $t_{кип} \approx 212$—226 °С. Токсичен, стабилен в отсутствие воздуха, образует взрывоопасные паровоздушные смеси. Коррозионная активность низкая, ограничений по применению металлов нет. К. получают восстановлением смеси нитроксилолов. Применялся как компонент горючего «*Тонка-250*».

КТДУ-5А — советская корректирующе-тормозная двигательная установка с ЖРД, разработанная в ОКБ А. М. *Исаева* в 1-й пол. 60-х гг. Предназначена для использования на КА «Луна-4» — «Луна-14». КТДУ-5А содержит однокамерный ЖРД с насосной подачей самовоспламеняющегося топлива (азотнокислотный окислитель и горючее на основе аминов). Сферич. бак окислителя является силовым элементом ДУ; к нему крепится торовый бак горючего. ЖРД снабжён неподвижными рулевыми соплами, работающими на генераторном газе. Имеются сферич. баллоны с газообразным гелием, использующимся для наддува баков и управления агрегатами автоматики ДУ. В полёте ДУ включается дважды: для коррекции траектории КА и для торможения его вблизи Луны с целью осуществления мягкой посадки или вывода на орбиту ИСЛ. Нач. поступление топлива в ЖРД без газовых включений обеспечивается установл. в баках металлич. сетчатыми разделителями, действие к-рых основано на эффекте поверхностного натяжения жидкости в мелких ячейках. При запуске ЖРД камера сгорания наддувается гелием с целью создания в ней давления, необходимого для нормального воспламенения топлива. Номин. параметры ЖРД: тяга 45,5 кН, уд. импульс 2725 м/с, давление в камере сгорания 6,28 МПа, суммарное время работы 43 с. ЖРД при посадке КА на Луну работает вначале в номин. режиме, а затем на малой тяге (245 Н), обеспечиваемой рулевыми соплами при выключенной камере. См. вкл. XXXIX.



Р. Криппен

Г. А. Крокко

КТДУ-35 — советская корректирующе-тормозная двигательная установка с ЖРД, разработанная в ОКБ А. М. *Исаева* в 1962—67. Предназначена для КК «Союз»; использовалась также на орбит. станции «Салют-4». ДУ обеспечивает маневрирование КК на орбите ИСЗ (в т. ч. при сближении с др. КА) и торможение КК при спуске на Землю. КТДУ-35 содержит 2 ЖРД — основной и резервный, работающий при отказе основного или недопустимых отклонениях в работе вспомогат. двигателей. ЖРД — с насосной подачей самовоспламеняющегося топлива (окислитель — азотнокислотного типа, горючее — несимметричный диметилгидразин), размещённого в 4 сферич. баках. Баки наддуваются азотом, смешение к-рого с компонентами топлива предотвращено установкой эластичных разделителей. Азот используется также для управления агрегатами автоматики ДУ. Осн. ЖРД — однокамерный; его параметры: тяга 4,09 кН, уд. импульс 2750 м/с, давление в камере сгорания 3,92 МПа, давление на выходе из камеры 3,9 кПа, число включений — до 25 при длительности работы от долей с до неск. сотен с, суммарное время работы св. 500 с. Резервный ЖРД — двухкамерный, с рулевыми соплами, работающими на генераторном газе. Параметры ЖРД: тяга 4,03 кН, уд. импульс 2650 м/с. На базе КТДУ-35 созданы ДУ для КА «Зонд-4» — «Зонд-7» (КТДУ-53 — без резервного ЖРД) и для орбит. станции «Салют-1» (КТДУ-66 — с удвоенным запасом топлива и газа наддува баков для суммарного времени работы св. 1000 с). См. вкл. XXXIX.

КТДУ-417 — советская корректирующе-тормозная двигательная установка с ЖРД, разработанная в ОКБ А. М. *Исаева* во 2-й пол. 60-х гг. Предназначена для использования на КА «Луна-15» — «Луна-24». Состоит из 2 автономных блоков (основного и малой тяги): каждый блок

В. Н. Кубасов

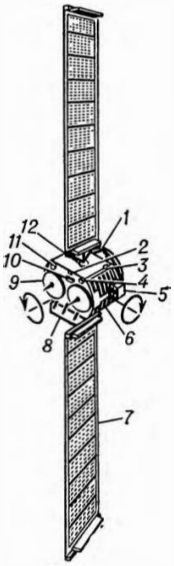
Г. Купер

работает в трёх разл. режимах. Осн. блок обеспечивает коррекцию траектории КА, вывод его на орбиту ИСЛ и маневрирование на орбите (в нек-рых КА этой серии и посадку на Луну). Блок содержит однокамерный ЖРД многократного включения с насосной подачей самовоспламеняющегося топлива (окислитель — азотнокислотный, горючее — несимметричный диметилгидразин). ЖРД снабжён рулевыми соплами, работающими на генераторном газе. Параметры ЖРД: тяга 18,92—7,35 кН, уд. импульс соответственно 3080—3020 м/с, число включений — св. 11, суммарное время работы — св. 650 с. Блок малой тяги обеспечивает мягкую посадку КА на Луну. Он содержит двухкамерный ЖРД однократного включения с вытеснит. подачей упомянутого топлива. Параметры ЖРД: тяга 3,43—2,06 кН, уд. импульс 2490—2440 м/с, суммарное время работы — св. 30 с. ДУ — цельносварная; осн. камера используется как силовой элемент, к к-рому крепятся агрегаты обоих ЖРД. Для наддува топливных баков и управления агрегатами автоматики ДУ используется сжатый гелий, хранящийся в сферич. баллонах. См. вкл. XXXIX.

КТДУ-425А — советская корректирующе-тормозная двигательная установка с ЖРД, разработанная в ОКБ А. М. *Исаева* в 1-й пол. 70-х гг. Предназначена для коррекции траектории межпланетных КА «Марс-4» — «Марс-7» и «Венера-9» — «Венера-14» и их торможения вблизи планеты для перевода на орбиту искусств. спутника. КТДУ-425А содержит однокамерный ЖРД многократного включения с насосной подачей самовоспламеняющегося топлива (азотнокислотный окислитель и горючее на основе аминов). Камера ЖРД установлена в карданном подвесе. Отработанный газ турбины ТНА истекает через неподвижное сопло. Для наддува топливных баков и управления агрегатами автоматики ДУ используется сжатый гелий, хранящийся в сферич. баллонах. Параметры ДУ: тяга 9,86—18,89 кН, уд. импульс 2870—3090 м/с, число включений св. 7, суммарное время работы св. 560 с. На КА «Марс-2, -3» использовалась КТДУ-425 примерно с такими же характеристиками. См. вкл. XXXIX.

«КТС» (англ. CTS, сокр. от Communications Technology Satellite — спутник для отработки техники связи) — наименование канадского ИСЗ для экспериментов по связи в диапазонах 11/14 и 12/14 ГГц с использованием малогабаритных наземных станций и для исследования нек-рых проблем, связанных с созданием спутниковой системы непосредственного вещания на бытовые телевизионные приёмники. Масса ИСЗ при старте 674 кг, на стационарной орбите после выгорания топлива бортового РДТТ — 350 кг. Корпус — параллелепипед с двумя скруглёнными боковыми гранями (1,80×16,8×1,73 м), размах развёртываемых на стационарной орбите панелей СБ 16,2 м. Электропитание (до развёртывания панелей) от СБ (3460 элементов) на боковой поверхности корпуса, вырабатывающих мощность 90 Вт. СБ (12 636 элементов) на панелях вырабатывают после выхода ИСЗ на орбиту мощность 1260 Вт, в конце расчётного периода активного существования (2 года) — 918 Вт. Электропитание во время захода ИСЗ в тень Земли от двух никель-кадмиевых батарей ёмкостью по 5А·ч.

Трёхосная система ориентации использует солнечные датчики и ИК датчики земного горизонта, а в качестве исполнит. органов — маховик (по оси тангажа) и микродвигатели, работающие на продуктах разложения гидразина. Последние служат также для коррекции стационарной орбиты. В системе терморегулирования предусмотрены тепловые трубки переменной проводимости, зеркальные отражатели, теплоизоляция и нагреватели.



ИСЗ «КТС»: *1* — кольцевая антенна системы траекторных измерений; *2* — антенна телеметрической системы; *3* — солнечный датчик; *4* — антенна командной системы; *5* — микродвигатель; *6* — солнечные батареи на корпусе; *7* — панель солнечных батарей; *8* — радиационный теплообменник с тепловыми трубками системы терморегулирования; *9* — ретрансляционная антенна сантиметрового диапазона; *10* — датчик земного горизонта; *11* — антенна радиомаяка сантиметрового диапазона; *12* — механизм поворота панелей *7*

Ретрансляц. система ИСЗ в режиме передачи работает в диапазонах 11,843—11,892 и 12,038—12,123 ГГц; в режиме приёма — 14,010—14,095 и 14,205—14,290 ГГц. Используются усилитель на лампе бегущей волны с выходной мощностью 200 Вт (изготовлен НАСА) и 2 усилителя с выходной мощностью 20 Вт (изготовлены ЕСА). Ретрансляц. система работает на 2 антенны с параболич. отражателем диам. 0,7 м. Ширина диаграммы направленности антенны на уровне 3 дБ составляет 25°.

«КТС» выведен 17.1.1976 РН «Торад-Дельта» на стационарную орбиту над 116° з. д.

В экспериментах с «КТС» участвует большое число наземных станций в Канаде и США, оснащённых антеннами с отражателями диам. от 0,6 до 5 м.

КУБА́СОВ Валерий Николаевич (р. 1935) — космонавт СССР, дважды Герой Сов. Союза (1969, 1975), лётчик-космонавт СССР (1969), канд. технич. наук (1968). Чл. КПСС с 1968. В 1958 окончил МАИ им. С. Орджоникидзе. Работает в КБ. С 1966 в отряде космонавтов. 11—16 окт. 1969 совм. с Г. С. *Шониным* совершил полёт (в качестве бортинженера) на КК «Союз-6». В ходе полёта впервые были проверены разл. способы сварки металлов в условиях космоса. За 4 сут 22 ч 42 мин 47 с пребывания в космосе его корабль совершил групповой полёт с КК «Союз-7» и «Союз-8». 15—21 июля совм. с А. А. *Леоновым* совершил полёт (в качестве бортинженера) на КК «Союз-19» (по программе *ЭПАС*). Полёт продолжался 5 сут 22 ч 30 мин 51 с. 26 мая — 3 июня 1980 совм. с Б. *Фаркашем* совершил полёт (в качестве командира) на КК «Союз-36» и на орбит. станции «Салют-6» (осн. экипаж В. В. *Рюмин*, Л. И. *Попов*) с пристыкованным к ней КК «Союз-35». Возвратился на Землю на КК «Союз-35». Время полёта 7 сут 20 ч 45 мин 44 с. За 3 рейса в космос налетал 18 сут 17 ч 59 мин 22 с. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР, золотая медаль «За заслуги в развитии науки и перед человечеством» (ЧССР), медаль «Народная техника» (Югославия), Золотая медаль им. Ю. А. Гагарина (ФАИ). Награждён 3 орденами Ленина и медалями. К. присвоено звание Героя ВНР. Почётный гражданин городов Калуга, Владимир, Вязники, Караганда, Аркалык (СССР), Нью-Йорк, Хьюстон, Сан-Франциско, Атланта, Нашвилл, Солт-Лейк-Сити (США).

КУЛЬМИНА́ЦИЯ [от лат. culmen (culminis) — высшая точка, вершина] с в е т и л а — прохождение светила через *небесный меридиан* (дважды при суточном вращении Земли). Различают: верхнюю К.— прохождение через меридиан в той его половине от полюса мира, к-рая пересекает *горизонт* в точке юга; нижнюю К.— то же в точке севера.

КУЛЬТИВА́ТОР (от позднелат. cultivo — возделываю, обрабатываю) — установка, используемая в биотехнической СЖО для выращивания микроводорослей в накопительном или проточном режиме. Включает: один или несколько *фотосинтетических реакторов*, источники света или приспособления для ввода света от внеш. источника, комплекс датчиков, газовый контур, в нек-рых случаях — устройство для разделения и смешения жидкости и газа, устройство для сливадолива (при работе в проточном режиме) и узлы автоматич. регистрации и поддержания заданных параметров. К. может служить для *воспроизводства пищи* и *регенерации кислорода*.

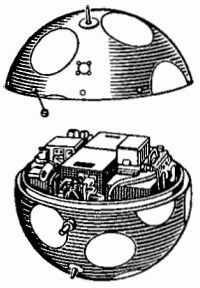
КУЛЬТИВИ́РОВАНИЕ НЕПРЕРЫ́ВНОЕ — метод ведения культуры водорослей, высших растений и т. п. в КК, при к-ром все наиболее существ. отношения между организмом и средой искусственно поддерживаются на заданном, практически пост. уровне в течение всего периода К. н. (дни, недели, месяцы). Это достигается стабилизацией осн. условий — плотности культуры, освещённости, темп-ры, концентрации элементов *питательного раствора* и CO_2 в среде, pH среды и др. К. н.— осн. приём организации биотехнологич. процессов в тех случаях, когда необходимо осуществлять непрерывное поддержание продуктивности культуры на заданном уровне, в частности в системах биол. *регенерации кислорода*, звене одноклеточных водорослей *замкнутой биотехнической системы* КК.

КУ́ПЕР (Cooper) Гордон (р. 1927) — космонавт США, полковник ВВС в отставке. Летать начал самостоятельно с 17 лет на самолёте отца. Служил в армии, затем во флоте, потом в авиации. В 1945 вступил в мор. пехоту, позднее начал учёбу в Мор. академии, бросил занятия и поступил в ун-т на Гавайских о-вах, к-рый окончил в 1949. Находясь в армии, в течение 4 лет посещал вечерние курсы при ун-те шт. Мэриленд. В 1956 окончил тех-

нологич. ин-т ВВС, получив степень бакалавра наук по авиац. технике, в 1957 — школу лётчиков-испытателей на авиац. базе Эдуардс (шт. Калифорния). Работал на базе лётчиком-испытателем и инженером. С 1959 в группе космонавтов НАСА. 15—16 мая 1963 совершил полёт на КК «Меркурий-9» («Фейт-7»), к-рый продолжался 1 сут 10 ч 19 мин 49 с. 21—29 авг. 1965 совм. с Ч. *Конрадом* совершил полёт в качестве командира КК «Джемини-5». Полёт продолжался 7 сут 22 ч 55 мин 14 с. За 2 рейса в космос налетал 9 сут 9 ч 15 мин 3 с. Награждён золотыми медалями НАСА «За выдающиеся заслуги» и «За исключительные заслуги», медалью «За выдающийся вклад в технику полетов человека в космосе». Амер. г. Гранд-Прери (шт. Техас) переименован в его честь в г. Купер. С 1970 в отставке; вице-президент н.-и. фирмы WED Enterprises в г. Глендейл (шт. Калифорния).

КУРУ́ (Kourou) — космодром Франции, расположенный на северо-западном побережье Южной Америки (во Французской Гвиане); простирается от г. Куру до г. Синнамари (5° 18′ с. ш. и 53° з. д.). К. занимает прибрежную полосу дл. 60 км, шир. 20 км. Стр-во завершено в 1968. Первые пуски ракет-зондов состоялись в апр. 1968. Пуски РН производятся только в периоды сухого сезона, к-рый длится 5 мес в году (частые наводнения создают опасность для стартовых позиций, располож. на выс. 5 м над уровнем моря). На К. имеются стартовые комплексы для запусков РН *«Диаман»* и их модификаций, *«Европа-2»*, *«Ариан»* и иссл. ракет. Отд. ступени РН доставляются на К. судами и самолётами. Полёт проходит по двум трассам: в направлении к Азорским о-вам (протяжённость 4000 км) и Бермудским о-вам (протяжённость 3000 км). К. оборудован РЛС, оптич. и телеметрич. средствами для слежения за полётом ракет. Наземные измерит. пункты созданы также на ближайших о-вах, в р-не Кайенны (60 км от К.) и в Форталезе (Бразилия). К. особенно удобен для запусков ИСЗ на геостационарную экваториальную орбиту. С 1976 стр-во на К. и его эксплуатация частично финансируются *Европейским космическим агентством*. По решению франц. правительства может быть предоставлен любому государству, желающему проводить пуски ракет из этого р-на. См. вкл. XLII.

«КЭ́ННОН БОЛ» (англ. Cannon Ball, букв.— пушечное ядро) — наименование американских ИСЗ для исследования плотности атмосферы по возмущениям орбиты, обусловленным аэродинамическим торможением в верхних слоях атмосферы. Масса ИСЗ «К. б.-1» 270 кг, диам. сферич. корпуса 0,58 м; масса ИСЗ «К. б.-2» 400 кг, диам. сферич. корпуса 0,66 м (площадь поперечного сечения 1 м²). В толстостенном латунном корпусе размещаются трёхосный акселерометр, передатчики (136,53 и 136,86 МГц), батареи и другое оборудование. ИСЗ «К. б.-1» выведен 11.7.1968 РН «Атлас» на орбиту с выс. в перигее 163 км, выс. в апогее 554 км, наклонением 90°; период обращения 91,8 мин. ИСЗ «К. б.-2» выведен 6.8.1971 РН «Атлас» на орбиту с выс. в перигее 130 км, выс. в апогее 1794 км, наклонением 92°; период обращения 104,2 мин.



ИСЗ «Кэннон бол»

Л

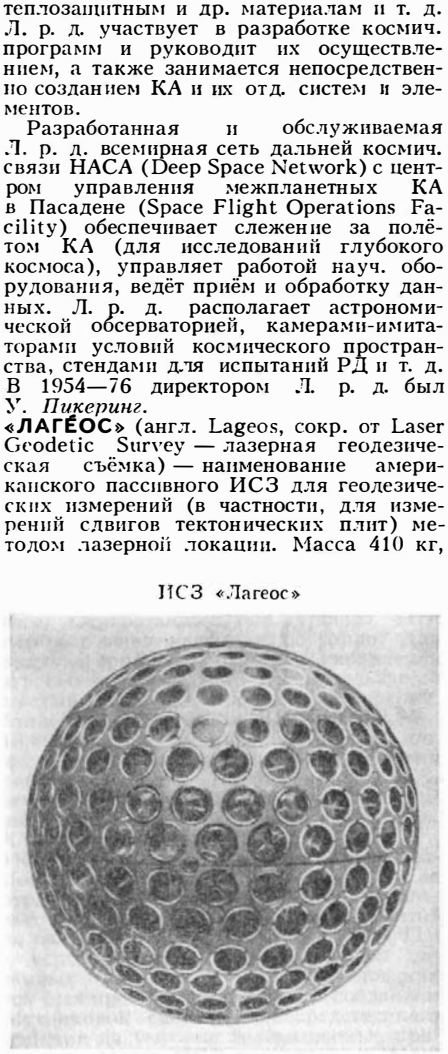
ЛАБОРАТО́РИЯ РЕАКТИ́ВНОГО ДВИЖЕ́НИЯ Калифорнийского технологического института (Jet Propulsion Laboratory of California Institute of Technology, JPL)— американская научно-исследовательская и опытно-конструкторская организация (Пасадена, шт. Калифорния). Образована в 1944 и до 2-й пол. 50-х гг. занималась в осн. разработкой ракет и отд. их систем.

В Л. р. д. проводятся исследования по динамике полёта и управлению КА, конструкции и научному оборудованию КА, космич. связи, источникам энергии, ДУ, средствам регистрации и обработки данных, испытательному оборудованию, теплозащитным и др. материалам и т. д. Л. р. д. участвует в разработке космич. программ и руководит их осуществлением, а также занимается непосредственно созданием КА и их отд. систем и элементов.

Разработанная и обслуживаемая Л. р. д. всемирная сеть дальней космич. связи НАСА (Deep Space Network) с центром управления межпланетных КА в Пасадене (Space Flight Operations Facility) обеспечивает слежение за полётом КА (для исследований глубокого космоса), управляет работой науч. оборудования, ведёт приём и обработку данных. Л. р. д. располагает астрономической обсерваторией, камерами-имитаторами условий космического пространства, стендами для испытаний РД и т. д. В 1954—76 директором Л. р. д. был У. *Пикеринг*.

«ЛАГЕ́ОС» (англ. Lageos, сокр. от Laser Geodetic Survey — лазерная геодезическая съёмка) — наименование американского пассивного ИСЗ для геодезических измерений (в частности, для измерений сдвигов тектонических плит) методом лазерной локации. Масса 410 кг, корпус — сфера диам. 0,6 м, имеющая латунную сердцевину и алюм. оболочку. В оболочку вмонтированы 426 *уголковых отражателей* лазерного излучения. Латунная сердцевина позволяет максимально повысить отношение массы ИСЗ к площади миделя и тем самым уменьшить возмущения орбиты ИСЗ под воздействием аэродинамич. торможения и солнечного давления.

ИСЗ «Лагеос»



ИСЗ «Л.» выведен 4.5.1976 РН «Торад-Дельта» на близкую к круговой орбиту выс. ~6000 км с наклонением 108,89°; период обращения 225,4 мин. Длительность его баллистич. существования оценивают в 9 млн. лет, в связи с чем на нём имеется «послание к отдалённым потомкам».

Для геодезич. измерений с использованием ИСЗ «Л.» служат мобильные наземные станции, оснащённые лазерными передатчиками: лазеры на основе иттриево-алюминиевого граната. Предполагалось обеспечить лазерную локацию с погрешностью до 2—5 см (по времени прохождения импульсов наземных лазерных установок до ИСЗ и обратно) и с такой же погрешностью измерять сдвиги тектонических плит.

ЛА́ЗАРЕВ Василий Григорьевич (р. 1928) — космонавт СССР, полковник, Герой Сов. Союза (1973), лётчик-космонавт СССР (1973). Чл. КПСС с 1956. Учился в Свердловском, а затем в Саратовском мед. ин-тах (окончил в 1952). После окончания в 1954 Чугуевского воен. авиац. уч-ща лётчиков служил в частях ВВС. С 1966 в отряде космонавтов. 27—29 сент. 1973 совм. с О. Г. *Макаровым* совершил полёт на КК «Союз-12» (в качестве командира). Полёт продолжался 1 сут 23 ч 15 мин 32 с. 5 апр. 1975 совм. с Макаровым совершил суборбит. полёт на космич. корабле «Союз-18-1» продолжительностью 21 мин 27 с. Награждён 2 орденами Ленина и медалями. Почётный гражданин городов Калуга, Барнаул, Джезказган, Караганда.

ЛА́ЗЕР [англ. laser, от L(ight) A(mplification) by S(timulated) E(mission) of R(adiation) — усиление света в результате вынужденного излучения] — квантовый генератор электромагнитного излучения видимого, ИК или УФ диапазонов. Л. применяются для лазерной локации (см. *Уголковый отражатель*), перспективны для использования в линиях космической связи (см. *Оптическая связь*).

ЛА́ЗЕРНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — *реактивный двигатель*, в к-ром тяга создаётся за счёт энергии лазерного излучения, подводимой к рабочему телу; образующийся высокотемпературный газ (плазма) истекает через реактивное сопло. Л. д. рассматривается применительно к космич. полётам (разгон КА, коррекция их орбит и т. д.). Для вывода на низкую околоземную орбиту полезного груза массой в неск. сотен кг необходимо обеспечить в течение неск. минут мощность лазерного излучения порядка 1 ГВт. На нач. участке полёта РН рабочим телом Л. д. может служить атм. воздух, а далее жидкий водород или др. рабочее тело, запасённое на борту. Интерес к ракетным Л. д. обусловлен принципиальной возможностью получения в них уд. импульса, в неск. раз большего, чем в ЖРД. Л. д. находятся в стадии поисковых исследований (1984). Для реализации Л. д. необходимо решить ряд сложных проблем, среди к-рых создание эффективных лазеров, генерирующих излучение большой мощности в течение требуемого времени, эффективное использование этой энергии в Л. д., тепловая защита конструкции Л. д. и мн. др.

В. Г. Лазарев

Г. Э. Лангемак

«ЛА́МБДА-4С» (Lambda-4S) — наименование японской 4-ступенчатой твёрдотопливной РН для отработки техники создания и пуска РН, а также для вывода на орбиту экспериментальных ИСЗ. Создана на базе 3-ступенчатой высотной ракеты «Ламбда-4Н». Полезный груз 10—12 кг при выводе на орбиту с выс. в перигее 500 км и выс. в апогее 3000 км. Стартовая масса 9,4 т, дл. 16,5 м (без полезного груза), макс. диам. 0,7 м. Масса 1-й ступени 5 т, дл. 8,4 м, диам. 0,7 м, тяга РДТТ 370 кН, продолжительность работы 29 с. На 1-й ступени имеются два навесных стартовых РДТТ. Масса каждого 0,5 т, дл. 5,8 м, диам. 0,3 м, тяга РДТТ 97 кН, продолжительность работы 7,7 с. Масса 2-й ступени 2,47 т, дл. 3,9 м, диам. 0,7 м, тяга РДТТ 118 кН, продолжительность работы 38 с. Масса 3-й ступени 0,83 т, дл. 3 м, диам. 0,5 м, тяга РДТТ 66 кН, продолжительность работы 27 с. Масса 4-й ступени 0,11 т, дл. 1,1 м, диам. 0,48 м, тяга РДТТ 8 кН, продолжительность работы 32 с. Системы наведения РН не имеет. На 4-й ступени — автопилот, обеспечивающий её ориентацию параллельно земному горизонту. В 1966—70 с космодрома Утиноура произведено 5 пусков РН «Л.-4С». Успешным был только последний 11.2.1970, при к-ром на орбиту выведен ИСЗ «Осуми» (см. *Японские искусственные спутники Земли*). В дальнейшем от использования этой РН отказались.

ЛА́МБЕРТА ЗАДА́ЧА — задача об определении времени движения точки между двумя фиксированными положениями на кеплеровской орбите (см. *Задача двух тел*). Эта задача была решена во второй пол. 18 в. нем. математиком И. Ламбертом (J. Lambert). Им получена формула, связывающая 4 величины: большую полуось орбиты, время движения точки между двумя фиксиров. положениями на орбите, сумму модулей их радиусов-векторов, проведённых из притягивающего центра, и модуль разности этих векторов. В астрономич. приложениях эта формула используется для предварит. определения невозмущённой орбиты по координатам точки в 2 разл. момента времени.

ЛАНГЕМА́К Георгий Эрихович (1898—1938) — советский инженер-артиллерист, конструктор ракетных снарядов на бездымном длительно горящем порохе. В 1916 поступил в Петрогр. ун-т на филологич. ф-т. Осенью того же года был мобилизован в армию и зачислен в школу мичманов, к-рую закончил в февр. 1917. В апр. 1919 добровольно вступил в Красную Армию и служил в Кронштадтской крепости. В 1928 окончил Военно-технич. академию им. Ф. Э. Дзержинского в Ленинграде (ныне Арт. инж.

В. В. Лебедев

У. Ленуар

А. А. Леонов

Б. Лихтенберг

академия им. Ф. Э. Дзержинского) и как специалист по внутр. баллистике был откомандирован в ГДЛ. С 1934 зам. нач., гл. инженер *Реактивного научно-исследовательского института.* Л. — один из осн. руководителей разработки ракетных снарядов на твёрдом топливе, послуживших основой для создания снарядов реактивных миномётов «Катюша». Написал (совместно с В. П. *Глушко*) книгу «Ракеты, их устройство и применение» (1935). Автор ряда статей по теоретическим и практическим вопросам ракетной техники. Именем Л. назв. кратер на Луне.

ЛА́НДЫ (Landes) — см. *Бискаррос.*

ЛАПЛА́СА НЕИЗМЕНЯ́ЕМАЯ ПЛО́СКОСТЬ — плоскость в *задаче n тел*, перпендикулярная вектору кинетического момента системы. Поскольку значение и направление кинетич. момента системы *n* материальных точек постоянны, то эта плоскость будет сохранять неизменное положение в пространстве.

ЛЕ́БЕДЕВ Валентин Витальевич (р. 1942) — космонавт СССР, дважды Герой Сов. Союза (1973, 1982), лётчик-космонавт СССР (1973), канд. технич. наук (1975). Чл. КПСС с 1971. В 1966 окончил МАИ им. С. Орджоникидзе. Работает в КБ. С 1972 в отряде космонавтов. 18—26 дек. 1973 совм. с П. И. *Климуком* совершил полёт на КК «Союз-13» (в качестве бортинженера). Полёт продолжался 7 сут 20 ч 55 мин 35 с. 13 мая — 10 дек. 1982 совм. с А. Н. *Березовым* совершил полёт на КК «Союз Т-5» и на орбит. станции «Салют-7» (в качестве бортинженера). Во время полёта к орбит. станции пристыковывались КК «Союз Т-6» (экипаж В. А. *Джанибеков*, А. С. *Иванченков*, Ж. Л. *Кретьен*), «Союз Т-7» (экипаж Л. И. *Попов*, А. А. *Серебров*, С. Е. *Савицкая*), грузовые трансп. КА «Прогресс-13» — «Прогресс-16». Возвратился на Землю на КК «Союз Т-7». Время полёта 211 сут 9 ч 4 мин 32 с. За 2 рейса в космос налетал 219 сут 6 ч 7 мин. Чл. ЦК ВЛКСМ (избран на 17-м съезде ВЛКСМ). Почётный диплом им. В. М. Комарова (ФАИ), золотая медаль А. Беккера. Награждён 2 орденами Ленина и франц. орденом Почётного легиона. Почётный гражданин городов Калуга, Усть-Каменогорск, Чимкент, Джезказган, Новотроицк, Нижневартовск, Боржоми, Лениногорск.

ЛЕНИНГРА́ДСКАЯ ГРУ́ППА ИЗУЧЕ́НИЯ РЕАКТИ́ВНОГО ДВИЖЕ́НИЯ (ЛенГИРД) — см. *Реактивные группы.*

ЛЕНУА́Р (Lenoir) Уильям (р. 1939), космонавт США. Окончил Массачусетский технологич ин-т, получив степени бакалавра (1961), магистра (1962), доктора наук в области электротехники (1965). С 1967 в группе космонавтов НАСА. 11—16 нояб. 1982 совм. с В. *Брандом*, Р. *Овермайером* и Дж. *Алленом* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Колумбия») в качестве специалиста по операциям на орбите. Полёт продолжался 5 сут 2 ч 14 мин 25 с. Чл. Амер. геофизич. союза. Награждён золотой медалью НАСА «За исключительные заслуги».

ЛЕО́НОВ Алексей Архипович (р. 1934) — космонавт СССР, ген.-майор авиации (1975), дважды Герой Сов. Союза (1965, 1975), лётчик-космонавт СССР (1965), канд. технич. наук (1981). Чл. КПСС с 1957. Род. в семье шахтёра. После окончания Чугуевского воен. авиац. уч-ща лётчиков (1957) служил в ВВС. С 1960 в отряде космонавтов. В 1968 окончил Военно-возд. инж. академию им. Н. Е. Жуковского. 18—19 марта 1965 совм. с П. И. *Беляевым* совершил полёт на КК «Восход-2» (в качестве 2-го пилота). Во время полёта, длившегося 1 сут 2 ч 2 мин 17 с, впервые в мире вышел в космич. пространство, удалился от КК на расстояние до 5 м и провёл в открытом космосе вне шлюзовой камеры 12 мин 9 с. 15—21 июля 1975 совм. с В. Н. *Кубасовым* совершил полёт на КК «Союз-19» (в качестве командира) по программе *ЭПАС.* Полёт продолжался 5 сут 22 ч 30 мин 51 с. За 2 рейса в космос налетал 7 сут 33 мин 8 с. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР, медаль им. З. Неедлы, золотая медаль «За заслуги в развитии науки и перед человечеством» (ЧССР), две золотые медали «Космос», две медали де Лаво, золотая медаль им. Ю. А. Гагарина (ФАИ), международный авиационный приз им. К. Хармона. Действит. чл. Международной академии астронавтики. Гос. пр. СССР (1981). Награждён 2 орденами Ленина, орденами Красной Звезды, «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени и медалями, а также иностр. орденами и медалями. Л. присвоены звания Героя Социалистич. Труда НРБ, Героя Труда СРВ. Почётный гражданин городов Калуга, Пермь, Вологда, Кемерово, Нальчик, Калининград, Друскининкай, Дрогобыч, Кременчуг, Владимир, Белгород, Караганда, Джезказган, Аркалык, Термез, Гагарин (СССР), Лос-Анджелес, Нью-Йорк, Хьюстон, Сан-Антонио, Сан-Франциско, Вашингтон, Атланта, Нашвилл, Солт-Лейк-Сити, Чикаго (США), Усти-над-Лабой (ЧССР), София, Варна (НРБ), Альтенбург (ГДР) и др. Именем Л. назв. кратер на Луне. С 1971 зам. нач. Центра подготовки космонавтов им. Ю. А. Гагарина, командир отряда космонавтов.

ЛЕТА́ТЕЛЬНЫЙ АППАРА́Т (ЛА) — устройство для полёта в атмосфере планеты. КА, имеющие аэродинамич. качество, приобретают свойства ЛА.

ЛЁТНЫЕ ИСПЫТА́НИЯ космического комплекса — всесторонняя проверка и подтверждение характеристик *космического комплекса* и его основных элементов в условиях, максимально приближённых к условиям эксплуатации.

Осн. задачи Л. и.: оценка эффективности выполнения задач, возложенных на космич. комплекс, отработка эксплуатац. документации, оценка достаточности всех видов инструментов и приборов, необходимых для эксплуатации космич. комплекса, проверка эффективности управления КА в полёте, отработка (калибровка) математич. моделей по результатам испытаний. Л. и., как правило, подразделяются на лётно-конструкторские и зачётные.

Принципы орг-ции и проведения Л. и. во многом тождественны испытаниям авиац. и ракетной техники. В то же время они имеют специфич. особенности, что объясняется сложностью и уникальностью конструкции КА и недостаточной изученностью космич. пространства. Л. и. проводятся по спец. программе, к-рая содержит цели и задачи, состав и обязанности участников, порядок обеспечения и оценки результатов испытаний, сроки и сетевой график проведения испытаний, порядок отчётности, а также *средства испытаний.* Программа проведения Л. и.— осн. элемент программно-методического обеспечения Л. и.

В сроки, установл. программой, организуется проведение испытаний, проверяется комплектность и готовность РН, КА и др. элементов космич. комплекса, а также испытат. оборудования и контрольно-измерит. аппаратуры, комплектность эксплуатационно-технич. документации, предусмотренной программой. По результатам Л. и. составляется акт (отчёт), в к-ром отражаются результаты испытаний и выводы о возможности эксплуатации космич. комплекса. В необходимых случаях разрабатывается план-график мероприятий по доработке КА. В связи со значит. объёмом разл. проверок и большим потоком подлежащей обработке информации при Л. и. широко применяются спец. и универсальные ЭВМ для автоматизации процесса получения и обработки данных об основных характеристиках и параметрах космич. комплекса. В целях сокращения объёмов, сроков и стоимости Л. и. отдельные проверки заменяются моделированием. Л. и.— наиболее информативные и дорогостоящие.

«ЛЁТЧИК-КОСМОНА́ВТ ВНР» («A Magyar Népköztársaság ürhajósa») — почётное звание, учреждённое постановлением Совета Министров ВНР (4.6.1980); присваивается гражданам ВНР, совершившим полёт в космос. Вместе с отличительным знаком «Л.-к. ВНР» вручается Грамота Совета Министров ВНР. Первый гражданин ВНР, удостоенный этого звания,— Б. *Фаркаш* (1980).

«ЛЁТЧИК-КОСМОНА́ВТ ГДР» («Fliegerkosmonaut der DDR») — почётное звание, учреждённое Государственным Советом ГДР (13.3.1978); присваивается гражданам ГДР, совершившим полёт в космос. Вместе с отличительным знаком «Л.-к. ГДР» вручается Грамота Гос. Совета ГДР. Первый гражданин ГДР, удостоенный этого звания, — З. *Йен* (1978).

«ЛЁТЧИК-КОСМОНА́ВТ МНР» («БНМАУ-ын сансрын нисэгч») — почётное звание, учреждённое Президиумом Великого народного хурала МНР (30.3.1981); присваивается гражданам МНР, совершившим полёт в космос. Вместе с отличит. знаком «Л.-к. МНР» вручается Грамота Президиума Великого народного хурала МНР. Первый гражда-

нин МНР, удостоенный этого звания,— Ж. *Гуррагча* (1981).

«ЛЁТЧИК-КОСМОНА́ВТ НРБ» («Летец-космонавт на НРБ») — почётное звание, учреждённое Государственным советом Народной Республики Болгарии (26.1.1979); присваивается гражданам НРБ, совершившим полёт в космос. Вместе с отличительным знаком «Л.-к. НРБ» вручается грамота Гос. совета НРБ. Первый гражданин НРБ, удостоенный этого звания,— Г. *Иванов* (1979).

«ЛЁТЧИК-КОСМОНА́ВТ ПНР» («Lotnik Kosmonauta Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej») — почётное звание, учреждённое Государственным советом Польской Народной Республики (20.7.1978); присваивается гражданам ПНР, совершившим полёт в космос. Вместе с отличительным знаком «Л.-к. ПНР» вручается грамота Гос. совета ПНР. Первый гражданин ПНР, удостоенный этого звания,— М. *Гермашевский* (1978).

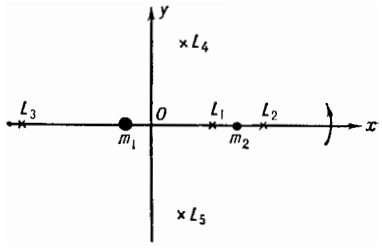
«ЛЁТЧИК-КОСМОНА́ВТ СРР» («Pilot-cosmonaut RSR») — почётное звание, учреждённое Президентским Указом (май 1981); присваивается гражданам СРР, совершившим полёт в космос. Вместе с отличит. знаком «Л.-к. СРР» вручается Президентская грамота. Первый гражданин СРР, удостоенный этого звания,— Д. *Прунариу* (1981).

«ЛЁТЧИК-КОСМОНА́ВТ СССР» — почётное звание, учреждённое Президиумом Верховного Совета СССР (14.4.1961); присваивается гражданам СССР, совершившим полёт в космос. Вместе с отличительным знаком «Л.-к. СССР» вручается грамота Президиума Верх. Совета СССР. Первый гражданин СССР, удостоенный этого звания,— Ю. А. *Гагарин* (1961). На 1.1.1984 звание «Лётчик-космонавт СССР» присвоено 55 сов. гражданам, совершившим полёты в космос.

«ЛЁТЧИК-КОСМОНА́ВТ ЧССР» («Letec-kosmonaut ČSSR») — почётное звание, учреждённое Президиумом Федерального собрания ЧССР (13.2.1978); присваивается гражданам ЧССР, совершившим полёт в космос. Вместе с отличительным знаком «Л.-к. ЧССР» вручается Грамота Президиума Федерального собрания ЧССР. Первый гражданин ЧССР, удостоенный этого звания,— В. *Ремек* (1980).

ЛИБРАЦИО́ННЫЕ ИСКУ́ССТВЕННЫЕ СПУ́ТНИКИ ЗЕМЛИ́ — КА, находящиеся в прямолинейных L_1, L_2 и L_3 или треугольных (L_4 и L_5) точках либраций (см. *Либрационные точки*) системы Земля — Луна и сохраняющие под совместным действием Земли и Луны неизменное положение относительно этих двух небесных тел. Л. и. с. З. являются стационарными в системе координат, вращающейся вместе с линией Земля — Луна, а также в системе координат, жёстко связанной с Луной, причём Л. и. с. З. в точке L_1 постоянно находится над центром видимой, а Л. и. с. З. в точке L_2— над центром невидимой стороны Луны. Либрац. спутники могут также находиться в точках либрации системы Земля — Солнце. Первый спутник, использующий особенности либрац. точек (амер. «*ИСЕ*-С»), запущен 12.8.1978.

ЛИБРАЦИО́ННЫЕ ТО́ЧКИ в круговой ограниченной задаче трёх тел — точки равновесия во вращающейся системе координат, относительно к-рой две материальные точки с конечными массами m_1 и m_2 неподвижны. Существует 5 Л. т., или точек либрации, обозначаемых L_1, L_2, L_3, L_4, L_5. Взаимное расположение точек либрации и точек m_1, m_2 ($m_1 > m_2$) показано на рис. Л. т. L_1, L_2, L_3, располож. на оси Ox, наз. прямолинейными, или коллинеарными; Л. т. L_4, L_5, симметричные относительно оси Ox и образующие равносторонние треугольники с m_1 и m_2, наз. треугольными, или эквидистантными. Точки либрации, существование к-рых в общей *задаче трёх тел* было открыто франц. учёным Лагранжем, наз. иногда лагранжевыми



Взаимное расположение точек либрации и конечных масс во вращающейся системе координат

точками. Л. т. L_1, L_2, L_3 являются неустойчивыми состояниями равновесия; Л. т. L_4, L_5 в зависимости от значения m_2/m_1 могут быть как устойчивыми, так и неустойчивыми. Существует возможность использования специфики движения КА в окрестности Л. т. См. *Либрационные искусственные спутники Земли*.

ЛИБРА́ЦИЯ ЛУНЫ́ (от лат. libratio — качание, колебание) — небольшое «качание» Луны относительно её среднего положения, наблюдаемое с Земли. Благодаря Л. Л. оказывается возможным видеть с Земли 0,6 поверхности Луны. Л. Л.— следствие неравномерности движения Луны. Различают Л. Л. оптическую (видимую) и физическую (истинную).

Оптическая Л. Л. состоит из трёх компонентов, имеющих разное происхождение. Л. Л. по долготе возникает вследствие неравномерности движения Луны по её орбите: бо́льшая скорость в перигее, меньшая — в апогее. Т. к. вращение Луны вокруг оси совершается с равномерной скоростью, Луна оказывается повёрнутой по долготе на малый угол (макс. на 7° 45′ к востоку или западу относительно нек-рого ср. положения). Л. Л. по широте достигает 6° 41′ и возникает вследствие того, что ось вращения Луны не перпендикулярна плоскости орбиты. Суточная, или параллактич. Л. Л. (~ 1°) происходит из-за различия углов зрения, под к-рыми наблюдается Луна из разных точек Земли.

Физическая Л. Л.— действительное «качание» Луны вследствие того, что большая полуось лунного эллипсоида из-за Л. Л. по долготе периодически отклоняется от направления на Землю, а притяжение Земли стремится вернуть её в это положение. Физ. Л. Л. составляет ~ 2′.

ЛИНГВИ́СТИКА КОСМИ́ЧЕСКАЯ — возникла на базе теории информации и математич. лингвистики в связи с постановкой вопроса о возможности радиоконтакта с *внеземными цивилизациями*, проблемой расшифровки и обратной передачи сигналов. Одна из первых попыток создания универсального языка на основе математич., астрономич. и др. символов принадлежит Дж. Уилкинсу (17 в.). В 19 в. Е. Лауда создал на основе лат. языка универсальный язык «Космос». К 19 в. относятся и первые попытки обнаружения сигналов, исходящих от разумных существ на др. планетах; в связи с открытием «каналов» на Марсе возникли проекты установления контактов с предполагаемой марсианской цивилизацией, один из к-рых был предложен в 1896 К. Э. *Циолковским*. Успехи радиоастрономии вновь привлекли интерес к этим проблемам. Проведён ряд оригинальных исследований, давших много ценных результатов и, в частности, завершившихся созданием космич. языка *линкос*, пока уникального по степени разработанности. Значит. стимулом для Л. к. является изучение языков представителей животного мира (дельфины и др.). Будущее Л. к. связано с выявлением новых форм коммуникаций, изучением инвариантных свойств сознания и его природы, уяснением принципов взаимодействия обществ. орг-ций, находящихся на разл. этапах развития.

ЛИНЕ́ЙНЫЙ ЖИ́ДКОСТНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — см. *«Аэроспайк»*.

ЛИ́НИЯ АПСИ́Д — прямая, проходящая через фокус орбиты и её *перицентр*. Для эллиптич. орбиты Л. а. является прямой, соединяющей перицентр орбиты с её *апоцентром*.

ЛИ́НИЯ УЗЛО́В — прямая, по к-рой плоскость орбиты пересекается с осн. плоскостью (см. *Элементы орбиты*). В теории движения планет Л. у.— прямая, по к-рой плоскость орбиты планеты пересекает осн. координатную плоскость, напр. плоскость эклиптики. В теории движения ИСЗ часто Л. у.— прямая пересечения плоскости орбиты ИСЗ и плоскости земного экватора.

ЛИ́НКОС (Lincos, от лат. lingua cosmica — космический язык) — искусственный язык для осуществления связи с обитателями др. миров (см. *Внеземные цивилизации*). Создан в 1960 голландским математиком Х. Фройденталем. В отличие от искусств. языков математич. логики или машинных языков, у Л. нет и не может быть метаязыка, т. е. языка, на к-ром рассказывается о новом языке. Обучение Л. сходно с овладением родной речью ребёнком, т. е. начинается «с пустого места», с тем отличием, что возможности показа при обучении сведены к минимуму. Л.— умеренно формализованный язык, занимающий промежуточное положение между полностью формализованными и естеств. языками. Адресат, к к-рому предполагается обратиться на Л., считается достигшим не меньшего уровня развития, чем обитатели Земли, и обладающим сходной с нашей системой общих понятий. Для построения Л. безразлична физ. основа сигналов — ею могут быть, напр., радиосигналы разной частоты и длительности, причём каждому знаку языка отвечает определ. комбинация этих параметров. Каждый знак соответствует нек-рому понятию. Обучение Л. происходит в виде строго последовательных передач-уроков, целью к-рых является постепенное введение новых знаков в известном контексте, их закрепление, определение законов языка и пояснение их примерами и, наконец, сообщение фактов. При этом широко используется метод псевдообщих определений, когда вместо строгого определения даётся большая серия (сотни, тысячи) примеров, в к-рых адресат должен уловить нечто общее — определяемое понятие. Обучение начинается с математич. понятий, общность к-рых у обитателей разных миров наиболее вероятна. При помощи натуральных чисел (изображаемых серия-

ми простых сигналов — точек) вводятся знаки >, <, =, + —, понятие системы счисления (двоичной). Далее шаг за шагом излагаются осн. понятия математики вплоть до элементов анализа, устанавливаются временны́е и пространств. понятия и т. о. строится сетка для описания предметов и событий. На этой основе уже возможно сообщение достаточно сложных фактов и понятий, до социально-этич. включительно. Построение Л. ещё не закончено, но в принципе, последовательно развивая его идеи, на Л. можно рассказать о любом сколь угодно сложном понятии, выработанном человеком. Пока Л.— единств. язык такого типа, но теоретически возможно построение и др. подобных языков.

ЛИОФИЛИЗА́ЦИЯ (от греч. lýō — растворяю и philéō — люблю), лиофильная сушка — обезвоживание твёрдых влагосодержащих продуктов и материалов, заключающееся в сублимации воды при низких темп-рах в условиях вакуума. Л. рассматривается как один из перспективных способов *регенерации воды* из влагосодержащих веществ в регенеративных СЖО. При Л. мочи, замороженной до темп-ры минус 5—10 °С в условиях вакуума (~ 0,1 Па), из неё сублимируют только молекулы воды, к-рая затем собирается путём конденсации водяных паров в *холодильнике-конденсаторе* при более низких темп-рах. Недостаток способа Л.— громоздкость установки из-за необходимости проведения процесса в условиях низких рабочих давлений и темп-р.

ЛИ́ХТЕНБЕРГ (Lichtenberg) Байрон (р. 1936) — космонавт США. В 1958 окончил Массачусетсский ун-т, получив степень бакалавра наук в области биомедицинского оборудования. 28 нояб.— 8 дек. 1983 совм. с Дж. *Янгом*, Б. *Шоу*, Р. *Паркером*, О. *Гэрриотом*, У. *Мербольдом* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Колумбия») в качестве экспериментатора. Полёт продолжался 10 сут 7 ч 47 мин. Портрет на стр. 213.

ЛМДЭ (LMDE, MIRA-10K, MIRA-10 500) — ЖРД, разработан американской фирмой «TPB» (TRW) в 1963—67; усовершенствован в 1970; обеспечил посадку лунной кабины КК «*Аполлон*» на поверхность Луны. Топливо — двухкомпонентное самовоспламеняющееся (окислитель — четырёхокись азота, горючее — аэрозин-50) с соотношением компонентов 1,6; номин. тяга в пустоте 44 кН; уд. импульс в пустоте (осреднённый за время работы двигателя) 2990 м/с; масса 168 кг; выс. 2,5 м; диам. 1,5 м; продолжительность работы ок. 900 с; предусмотрено многократное включение.

ЖРД (рис. 1) — однокамерный, с вытеснит. подачей топлива (наддув баков производится гелием). Камера выполнена из 3 узлов: смесит. головки, камеры сгорания с участком сопла до геометрич. степени расширения 16 и выходного участка сопла. Давление в камере сгорания 0,73 МПа; геометрич. степень расширения сопла 54. Компоненты топлива поступают из баков по питающим магистралям в смесит. головку камеры, в центре к-рой установлен двухкомпонентный распылитель. Окислитель поступает в кольцевой канал вдоль оси распылителя и через 36 отверстий впрыскивается в камеру сгорания перпендикулярно её стенкам. Горючее перед поступлением в смесит. головку разделяется на 2 потока: осн. часть горючего (ок. 90% — на режиме номин. тяги и ок. 75% — на режиме миним. тяги) направляется на охлаждение центральной части внутр. днища, а затем поступает в кольцевой канал распылителя, окружающий канал подачи окислителя, и впрыскивается в камеру через кольцевую щель перпендикулярно пелене окислителя; остальное горючее поступает к 36 периферийным трубчатым форсункам для создания у стенки камеры защитной плёнки. Выходной участок сопла изготовлен из ниобиевого сплава и имеет покрытие на основе окиси алюминия. Тонкая стенка выходного участка сопла (до 0,25 мм) обеспечивает смятие его в случае задевания о лунную поверхность при посадке корабля.

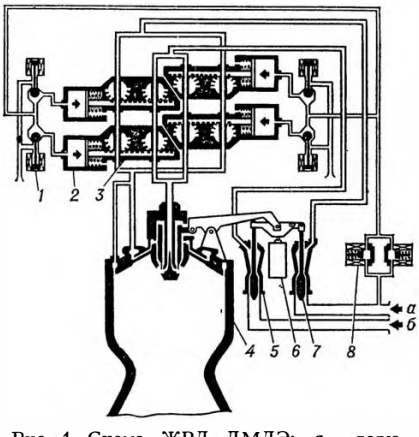


Рис. 1. Схема ЖРД ЛМДЭ: *а* — горючее; *б* — окислитель; *1*, *8* — управляющие электромагнитные клапаны; *2* — привод; *3* — пуско-отсечной клапан; *4* — камера; *5*, *7* — дроссели; *6* — электропривод

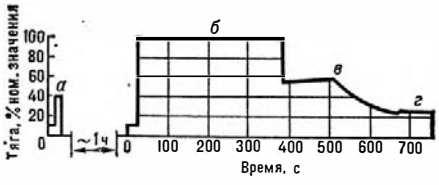


Рис. 2. Режим работы ЖРД ЛМДЭ (полёт КК «Аполлон-11»): *а* — перевод лунной кабины на посадочную орбиту; *б* — сход с орбиты и торможение; *в* — приближение к месту посадки; *г* — посадка

Тяга ЖРД изменяется в соответствии с программой от номин. значения до ~ 0,1 этого значения (рис. 2). При этом уд. импульс и соотношение компонентов топлива меняются относительно осреднённых значений, указанных выше. Изменение тяги производится воздействием электропривода на профилированные штоки дросселей и связанную с ними механически втулку распылителя. При перемещении штоков меняются проходные сечения дросселей, а перемещение втулки приводит к изменению площади распылительных отверстий окислителя и горючего.

Включение и выключение ЖРД производятся при помощи шарового двухкомпонентного клапана с гидроприводом.

ЖРД крепится к лунной кабине при помощи карданного подвеса и может отклоняться электроприводами в двух взаимно перпендикулярных плоскостях на угол ±6°. Рама и цапфы карданного подвеса изготовлены из алюминиевого сплава.

До полёта КК «Аполлон-15» применялся ЛМДЭ с более коротким соплом (степень расширения 47,4), к-рый имел уд. импульс 2970 м/с и работал ок. 800 с.

В. И. Прищепа.

Дж. Ловелл

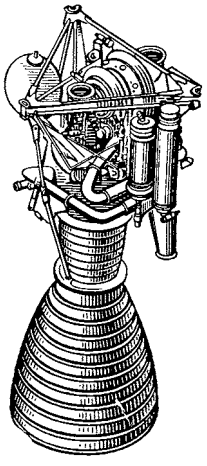
ЛОБОВО́Е СОПРОТИВЛЕ́НИЕ — аэродинамическая сила, действующая на КА в атмосфере; направлена противоположно вектору скорости КА. Регулирование значения Л. с. в нек-рых пределах с помощью поворотных щитков или др. тормозных приспособлений — один из возможных методов управления спуском КА.

ЛО́ВЕЛЛ (Lovell) Джеймс (р. 1928) — космонавт США, капитан 1-го ранга ВМС в отставке; по происхождению чех. Окончил Висконсинский ун-т и Военно-мор. академию в Аннаполисе (шт. Мэриленд) в 1952. Служил лётчиком-испытателем в военно-мор. авиац. испытат. центре в Патаксент-Ривер (шт. Мэриленд). После окончания школы авиац. безопасности при Южно-Калифорнийском ун-те работал лётчиком-инструктором на военно-мор. авиац. базе Осеана (шт. Виргиния). С 1962 в группе космонавтов НАСА, 4—18 дек. 1965 совм. с Ф. *Борманом* совершил полёт на КК «Джемини-7», к-рый продолжался 13 сут 18 ч 35 мин 31 с. 11—15 нояб. 1966 совм. с Э. *Олдрином* совершил полёт в качестве командира КК «Джемини-12». Полёт продолжался 3 сут 22 ч 34 мин 31 с. 21—27 дек. 1968 совм. с Борманом и У. *Андерсом* совершил первый полёт к Луне с выходом на селеноцентрич. орбиту на КК «Аполлон-8» в качестве пилота осн. блока. КК, сделав 10 витков вокруг Луны, возвратился на Землю. Полёт продолжался 6 сут 3 ч 42 с. 11—17 апр. 1970 совм. с Дж. *Суиджертом* и Ф. *Хейсом* совершил полёт к Луне в качестве командира КК «Аполлон-13». В связи с аварией на корабле посадка на Луну была отменена и «Аполлон-13», совершив облёт Луны, благополучно вернулся на Землю. Полёт продолжался 5 сут 22 ч 54 мин 41 с. За 4 рейса в космос Л. налетал 29 сут 19 ч 5 мин 25 с. Зам. директора отдела науки и прикладных исследований в Центре пилотируемых полётов им. Л. Джонсона в Хьюстоне (1971—73). Награждён золотой медалью НАСА «За исключительные заслуги», 2 золотыми медалями НАСА «За выдающиеся заслуги», Большой золотой медалью и медалью де Лаво, золотой медалью «Космос», Почётным дипломом им. В. М. Комарова (ФАИ). Обладатель наград «За лётные достижения» Амер. астронавтич. об-ва, междунар. авиац. приза К. Хармона и др. Именем Л. назв. кратер на Луне. С 1971 в отставке. Президент фирмы «Фиск телефон системс инкорпорейтед» (Fisk Telephone Systems, Inc., Хьюстон).

ЛОЖЕМЕ́НТ (от франц. logement — гнездо, паз) — опорное устройство для крепления РН, КА и их ступеней и отсеков на транспортных средствах и стрелах *установщиков*. Л.— металлич. конструкция с профилир. под корпус опорной поверхностью, на к-рую опираются силовые пояса РН (или надетые на них бандажи) и КА. Поверхность Л. покрывается войлочными или резиновыми зубчатыми подушками для защиты корпуса транспортируемого объекта от ме-

ханич. повреждений. Л. снабжаются захватами или стяжками для крепления ракет при транспортировке и установке. Распространены раздвижные захваты цангового типа с дистанц. управлением. Для разведения захватов применяют электрические и ручные приводы. См. также *Транспортно-установочный агрегат*.

ЛР-79-НА (LR-79-NA) — американский ЖРД, разработанный фирмой «Рокетдайн» (Rocketdyne) в 1955—58; впоследствии усовершенствован. Применяется на 1-й ступени РН, созданных на базе «*Тор*». Топливо — жидкий кислород, горючее — керосин с соотношением компонентов 2,16; тяга ЖРД на земле 756 кН, в пустоте 868 кН; уд. импульс на земле 2473 м/с, в пустоте 2839 м/с; масса 876 кг; выс. 3,6 м; диам. 1,9 м; время работы до 220 с (первоначально ЛР-79-НА имел тягу на земле 667 кН и время работы 160 с, меньший уд. импульс, бо́льшую массу).



ЖРД ЛР-79-НА

ЛР-79-НА состоит из камеры, ТНА, газогенератора, пусковых бачков, рамы и др. элементов. Камера ЖРД — трубчатая, с цилиндрич. камерой сгорания (работает при давлении 4,1 МПа) и профилированным соплом (геометрич. степень расширения 8). Плоская смесит. головка имеет ~ 3000 отверстий для распыла окислителя и горючего, расположенных по концентрич. окружностям и образующих смесит. элементы со столкновением струй одноимённых компонентов топлива. Периферийные отверстия горючего создают у стенки камеры плёнку *завесного охлаждения*. Смесит. головка крепится болтами к корпусу камеры, к-рый состоит из 292 никелевых трубок, соединённых серебряным припоем и подкреплённых снаружи стальными рубашкой и бандажами. Окислитель поступает из насоса в центральный патрубок смесит. головки и направляется непосредственно к отверстиям распыла. Горючее поступает вначале в коллектор у смесит. головки, из к-рого направляется по одним трубкам к выходу из сопла, а затем по др. трубкам возвращается для впрыска в камеру сгорания. ГГ работает на осн. компонентах топлива с избытком горючего. ТНА — с параллельными валами, на одном из к-рых установлены осецентробежные насосы окислителя и горючего, а на другом — осевая двухступенчатая активная турбина. Мощность между ними передаётся через двухступенчатый редуктор с цилиндрич. прямозубыми шестернями. Насосы изготовлены из алюминиевого сплава. Мощность ТНА 2340 кВт; частота вращения насосов 104 $с^{-1}$, турбины 509 $с^{-1}$. На выходе из неё установлен теплообменник — испаритель жидкого кислорода; получаемый газ используется для наддува бака окислителя РН.

В полёте ЖРД не регулируется. Запуск и выключение — при помощи клапанов, управляемых сжатым азотом. В нач. период работы топливо поступает в ГГ из пусковых бачков. Зажигание в ГГ — от пиротехнич. воспламенителей, в камере — от пускового горючего (триэтилалюминий), содержащегося в гильзе, к-рая разрушается давлением горючего, поступающего из пускового бачка.

ЛР-79-НА вместе с двумя рулевыми ЖРД (камерами) LR-101-NA (тягой на земле по 4,7 кН) образует ЖРД МВ (приведённое описание ЖРД относится к модификации МВ-3). Рулевые ЖРД установлены в карданных подвесах и при работе ЛР-79-НА обеспечивают управление РН по крену; после выключения ЛР-79-НА они функционируют ещё неск. с, обеспечивая точное выведение РН на расчётную траекторию. ЖРД LR-101-NA питаются от ТНА двигателя ЛР-79-НА, затем от его пусковых бачков (к-рые после запуска ЖРД вновь заполняются топливом). См. *РЗет-2*.

ЛР-81-БА-9 (LR-81-BA-9, Model 8096) — американский ЖРД конструкции фирмы «Белл аэроспейс текстрон» (Bell Aerospace Textron); применяется на ракетной ступени «Аджена» (см. «*Атлас*»). Топливо двухкомпонентное самовоспламеняющееся (окислитель — смесь азотной кислоты с 14 или 44% четырёхокиси азота, горючее — *диметилгидразин несимметричный*) с соотношением компонентов соответственно 2,53 или 2,64. При использовании окислителя с малой концентрацией четырёхокиси азота ЖРД развивает в пустоте тягу 71,3 кН и уд. импульс 2842 м/с; при повышении концентрации эти параметры увеличиваются соответственно до 74 кН и 2892 м/с (2942 м/с для ЖРД последнего образца). ЛР-81-БА-9 имеет массу 125—130 кг, выс. 2,1 м, диам. (по раме крепления) 0,9 м и работает 240 с. ЖРД содержит камеру, ТНА, ГГ, 1—3 пороховых стартёра для нач. раскрутки ТНА (соответственно числу включений) и др. элементы.

Камера ЖРД — с цилиндрич. камерой сгорания (работает при давлении ~ 3,5 МПа) и профилиров. соплом (геометрич. степень расширения 45). Плоская смесит. головка содержит неск. сотен отверстий распыла топлива, образующих смесит. элементы со столкновением струй. Часть топлива, расходуемая через периферийные отверстия, используется для *завесного охлаждения*. В нач. участке корпуса камеры (до геометрич. степени расширения ~13) просверлены каналы для протока окислителя, охлаждающего конструкцию перед поступлением в смесит. головку. Нач. участок, как и смесит. головка, изготовлен из алюминиевого сплава и покрыт изнутри теплозащитным слоем карбида вольфрама. При использовании окислителя с высоким содержанием четырёхокиси азота в горючее добавляется ~1% силиконового масла; плёнка двуокиси кремния, осаждающаяся на стенке камеры при её работе, служит дополнит. теплозащитой.

ГГ работает на осн. компонентах топлива с избытком горючего (соотношение ~ 0,15 при использовании топлива с малым содержанием четырёхокиси азота). В питающих магистралях ГГ установлены кавитирующие трубки Вентури для поддержания тяги ЖРД в заданном диапазоне. ТНА мощностью ~ 260 кВт имеет три параллельных вала, на к-рых установлены осевая одноступенчатая реактивная турбина (частота вращения 413 $с^{-1}$) и приводимые через шестерённый редуктор шнекоцентробежные насосы окислителя и горючего. Первый насос имеет частоту вращения ~ 260 $с^{-1}$, второй — близкую к частоте вращения турбины.

При запуске ЖРД подаётся электрич. ток на воспламенитель порохового стартёра для нач. раскрутки турбины и электромагнит, контролирующий подачу горючего в управляющую полость топливного клапана ГГ. Клапан открывается возрастающим давлением горючего, и компоненты топлива поступают в ГГ. При возрастании давления в магистралях также автоматически открывается главный клапан окислителя. По заполнении окислителем смесит. головки камеры реле давления выдаёт сигнал на срабатывание электромагнита, контролирующего подачу горючего в управляющую полость главного клапана горючего. Последний открывается, пропуская горючее в камеру сгорания, где оно вступает в контакт с окислителем. Выключение ЖРД производится обесточиванием управляющих электромагнитов, что приводит к закрытию соответствующих клапанов.

Совр. вариант ЖРД ЛР-81-БА-9 является результатом ряда последоват. усовершенствований созданной в 1958 исходной модификации — ЖРД ЛР-81-БА-3 (модель 8001). Этот двигатель, содержавший камеру с коротким охлаждаемым соплом (геометрич. степень расширения ~ 17), развивал тягу 66,7 кН при уд. импульсе ~ 2500 м/с (длительность работы 120 с, включение — однократное). Топливом служили азотная кислота и керосин; зажигание обеспечивалось пусковым горючим. При полётах по программе «Джемини» использовался ЖРД модификации ЛР-81-БА-13 (модель 8247), допускающий 15 включений благодаря установленным в нём пусковым бачкам (вместо пороховых стартёров).

ЛР-87-АДЖЕЙ-5 (LR-87-AJ-5) — американский ЖРД, разработанный в 1960—1964 фирмой «Аэроджет-дженерал корпорейшен» (Aerojet-General Corp.) для 1-й ступени МБР «Титан-2». Топливо ЖРД — двухкомпонентное самовоспламеняющееся (окислитель — четырёхокись азота, горючее — аэрозин-50) с соотношением компонентов 1,93; тяга на земле 956 кН, в пустоте 1054 кН; уд. импульс на земле 2533 м/с, в пустоте 2810 м/с; время работы ~ 155 с. ЖРД состоит из камеры, ГГ, ТНА, порохового стартёра для нач. раскрутки ТНА и др. элементов.

Камера ЖРД — трубчатой конструкции из нержавеющей стали; работает при давлении 5,4 МПа. Смесительная головка камеры куполообразная, с отверстиями распыла топлива, располож. по концентрич. окружностям и образующими смесит. элементы со столкновением струй одноимённых компонентов топлива. Периферийные отверстия горючего используются для создания *завесного охлаждения*. Нач. участок корпуса камеры образован 160 трубками, разветвляющимися затем на 320 трубок, образующих выходную часть сопла (с геометрич. степенью расширения 8). Корпус усилен проволочной обмоткой и бандажами. Окислитель поступает в камеру через патрубок в крышке смесит. головки и направляется непосредственно к отверстиям распыла. Горючее поступает в торовый коллектор у смесит. головки и используется до подачи в камеру сгорания для *регенеративного охлаждения* камеры.

ГГ работает на осн. топливе с избытком горючего. В его питающих магистралях установлены кавитирующие трубки Вентури, обеспечивающие постоянство рас-

ходов окислителя и горючего и, следовательно, поддержание тяги ЖРД в заданных пределах. ТНА многовальной конструкции, оседиагональные топливные насосы и осевая двухступенчатая турбина установлены на трёх отд. параллельных валах; на четвёртом валу — масляный насос системы смазки и охлаждения редуктора (отработанное масло охлаждается в теплообменнике и используется повторно). Мощность ТНА 3360 кВт; частота вращения насоса окислителя 133 $с^{-1}$, насоса горючего 147 $с^{-1}$, турбины 383 $с^{-1}$. На выходе из турбины установлен теплообменник, в к-ром испаряется окислитель с целью получения газа для наддува бака окислителя. Бак горючего наддувается генераторным газом, охлаждаемым в др. теплообменнике.

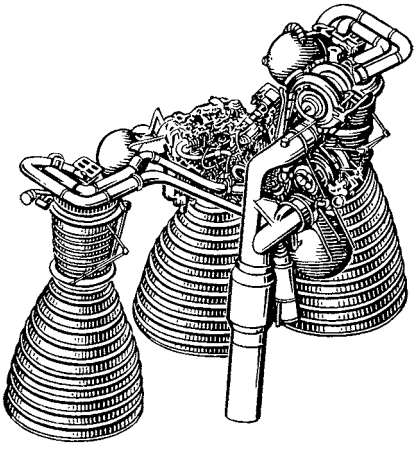
Топливные баки отделены от магистралей ЖРД пиромембранными клапанами. При подготовке к пуску мембраны прорываются, и компоненты топлива заполняют магистрали до установл. на входе в камеру пуско-отсечных клапанов, к-рые содержат поворотные заслонки, связанные гидравлически с управляющим золотниковым клапаном. Запуск ЖРД производится включением порохового стартёра для нач. раскрутки ТНА; выключение — подачей команды на электрогидроклапан, гидравлически связанный с золотниковым.

На ракете используются два двигателя ЛР-87-АДжей-5, объединённых общей рамой в блочный ЖРД массой 1468 кг (с заливкой 1738 кг), выс. и диам. 3,1 м (назв. ЛР-87-АДжей-5 относят часто и к блочному ЖРД).

В РН класса «Титан» используются модификации ЛР-87-АДжей-5. В последней из них (ЛР-87-АДжей-11) сопло имеет геометрич. степень расширения 15.

В. И. Прищепа.

ЛР-89-НА (LR-89-NA) — американский ЖРД, разработанный фирмой «Рокетдайн» (Rocketdyne) в 1954—58 для МБР «Атлас»; впоследствии усовершенствован. 2 этих ЖРД совместно с ЖРД



Двигатели РН «Атлас» (по сторонам ЖРД ЛР-89-НА, в центре ЖРД ЛР-105-НА)

ЛР-105-НА обеспечивают старт РН семейства «Атлас». Топливо двухкомпонентное (окислитель — жидкий кислород, горючее — керосин) с соотношением компонентов 2,25; тяга на земле 823 кН, в пустоте 876 кН; уд. импульс на земле 2530 м/с, в пустоте 2693 м/с; время работы — до 140 с (первоначально ЛР-89-НА имел тягу на земле 667 кН, меньший уд. импульс и бо́льшую массу).

ЛР-89-НА аналогичен по конструкции ЖРД *ЛР-79-НА*, от к-рого отличается в осн. общей компоновкой; ТНА и камеры этих ЖРД почти идентичны. Два двигателя ЛР-89-НА объединены в блочный

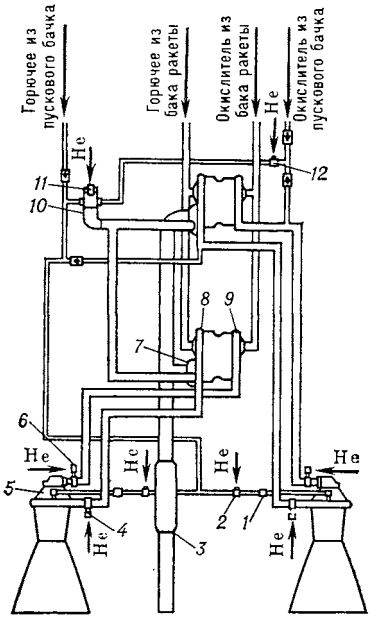


Схема блочного ЖРД из двух двигателей ЛР-89-НА: *1* — гильза пускового горючего; *2* — клапан пускового расхода горючего; *3* — теплообменник; *4, 6* — главные клапаны; *5* — камера; *7* — турбина; *8, 9* — насосы; *10* — газогенератор; *11* — пуско-отсечной клапан; *12* — регулятор расхода

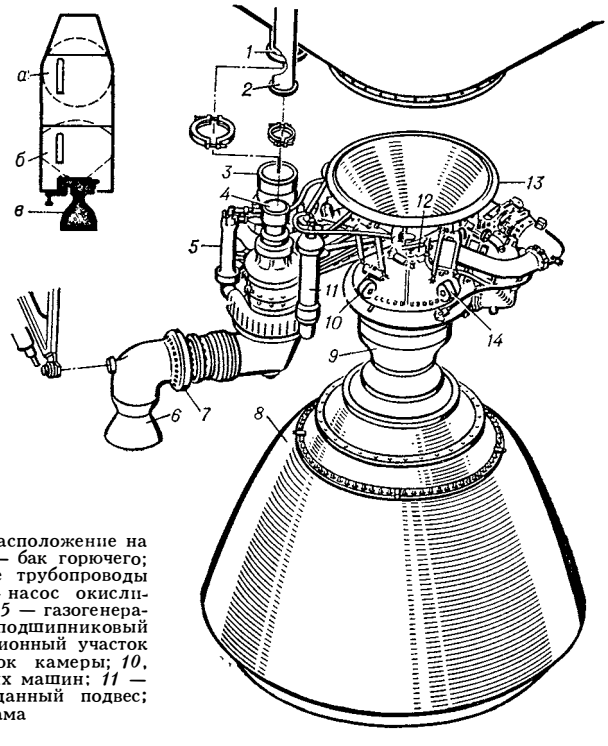
ЖРД (его масса 1372 кг) с общими элементами пусковой системы, газогенератором (ГГ) и трубопроводом отвода отработанных газов ТНА, в к-рый встроен теплообменник для подогрева газообразного гелия, поступающего на наддув топливных баков РН. Запуск ЛР-89-НА осуществляется так же, как ЛР-79-НА. Нач. расход топлива через ГГ обеспечивается при помощи пусковых бачков, входящих в состав ЛР-105-НА. Клапаны ЛР-89-НА управляются сжатым гелием. Камеры обоих ЛР-89-НА отклоняются в карданных подвесах на угол ± 5° в двух взаимно перпендикулярных плоскостях с целью управления полётом РН по тангажу, курсу и крену. После окончания работы блочный ЖРД отделяется от РН по двум направляющим, смонтированным на баке горючего.

ЛР-91-АДЖЕЙ-5 (LR-91-AJ-5) — американский ЖРД, разработанный в 1960—1964 фирмой «Аэроджет-дженерал корпорейшен» (Aerojet-General Corp.) для 2-й ступени МБР «Титан-2». Топливо двухкомпонентное самовоспламеняющееся (окислитель — *четырёхокись азота*, горючее — аэрозин-50) с соотношением компонентов 1,80; тяга в пустоте 445 кН; уд. импульс в пустоте 3043 м/с; масса (с заливкой) 559 кг; выс. 2,8 м; диам. (по выходу из камеры) 1,7 м; время работы ~180 с. ЖРД аналогичен по конструкции *ЛР-87-АДжей-5*.

Камера работает при давлении 5,7 МПа. Она содержит сопло с геометрич. степенью расширения 49,2 и смесит. элементы со столкновением струй разноимённых компонентов топлива; устойчивое горение обеспечивается при помощи охлаждаемых антипульсационных перегородок в виде центрального кольца с 6 радиальными рёбрами. Начальный участок камеры (до степени расширения 13) образован 148 трубками; к ним крепится выходной участок сопла, состоящий из внутр. аблятивной асбестофенольной оболочки и сотовой оболочки, изготовл. из стекловолокна и обмотанной стеклотканью. В ТНА мощностью 1340 кВт турбина установлена на одном валу с насосом горючего. Они имеют частоту вращения 367 $с^{-1}$, насос окислителя — 135 $с^{-1}$. Отработанные газы турбины истекают через поворотное сопло крена. ЛР-91-АДжей-5 включается одновременно с подачей команды на выключение ЖРД ЛР-87-АДжей-5, установленного на 1-й ступени РН.

В РН класса «Титан» используются модификации ЛР-91-АДжей-5. Масса ЖРД возросла на 12 кг. Последний образец (ЛР-91-АДжей-11) имеет тягу 455 кН и уд. импульс 3130 м/с.

ЛР-99-РМ-1 (LR-99-RM-1, или TD-214 Pioneer) — американский ЖРД, разра-



ЖРД ЛР-91-АДжей-5 и его расположение на РН: *а* — бак окислителя; *б* — бак горючего; *в* — ЖРД; *1, 2* — питающие трубопроводы окислителя и горючего; *3* — насос окислителя; *4* — насос горючего; *5* — газогенератор; *6* — сопло крена; *7* — подшипниковый поворотный узел; *8* — абляционный участок сопла; *9* — трубчатый участок камеры; *10, 14* — кронштейны для рулевых машин; *11* — пороховой стартёр; *12* — карданный подвес; *13* — силовая рама

ботанный фирмой «Риэкшен моторс» (Reaction Motors) в 1956—60 для гиперзвукового самолёта Икс-15 (см. *Американские ракетные самолёты*). Топливо двухкомпонентное (окислитель — жидкий кислород, горючее — жидкий аммиак) с соотношением компонентов 1,25; тяга на земле 222 кН, в пустоте 258 кН; уд. импульс на земле ~ 2345 м/с, в пустоте ~ 2715 м/с; масса 415 кг; дл. 1,8 м; диам. 1 м; ресурс до переборки 1 ч (100 включений). ЖРД состоит из камеры, парогазогенератора, ТНА и др. элементов.

Камера работает при давлении 4,14 МПа. Сопло — коническое, с геометрич. степенью расширения 9,8. Камера имеет *регенеративное охлаждение* горючим. Парогазогенератор работает на 90%-ной перекиси водорода, разлагающейся в блоке катализатора, к-рый содержит покрытые серебром стальные сетки. ТНА — одновальный, с осевой двухступенчатой активной турбиной и центробежными насосами. Насос окислителя — с осевой крыльчаткой перед осн. рабочим колесом, насос горючего с двусторонним входом. Мощность ТНА 1,1 МВт, частота вращения 216 $с^{-1}$.

Клапаны, обеспечивающие запуск и выключение,— шаровые, управляются сжатым гелием. В центре смесит. головки установлен двухкамерный воспламенитель топлива: в первой камере производится электроискровое зажигание жидкого аммиака и газообразного кислорода; продукты сгорания попадают во вторую камеру и воспламеняют подаваемое в неё топливо. В линиях питания этой камеры установлены кавитирующие трубки Вентури для поддержания соотношения топливных компонентов в пределах, обеспечивающих надёжное воспламенение. Система зажигания работает непрерывно с момента включения ЖРД. Автоматич. система блокировки запуска выключает ЖРД в случае неисправности. Предусмотрено плавное дросселирование ЖРД до 30% номин. тяги. Время работы ЖРД в полёте 90—150 с. Пилот может произвести 5 повторных запусков. При израсходовании одного из топливных компонентов происходит автоматич. выключение ЖРД.

ЛР-105-НА (LR-105-NA) — американский ЖРД, разработанный фирмой «Рокетдайн» (Rocketdyne) в 1954—58 для МБР «Атлас»; впоследствии усовершенствован. Топливо двухкомпонентное (окислитель — жидкий кислород, горючее — керосин) с соотношением компонентов 2,27; тяга на земле 267 кН, в пустоте 375 кН; уд. импульс на земле 2153 м/с, в пустоте 3025 м/с; масса 465 кг; выс. 2,5 м; диам. 1,2 м; время работы — до 290 с. ЛР-105-НА состоит из камеры, ГГ, ТНА, пусковых бачков и других элементов.

Камера — той же конструкции, что в ЖРД *ЛР-79-НА*, но отличается относит. размерами сопла (геометрич. степень расширения 25), отсутствием антипульсац. перегородок, др. расположением отверстий распыла топлива. Огневое днище смесит. головки камеры — стальное. Цилиндрическая часть и горловина камеры обмотаны стеклотканью, пропитанной эпоксидной смолой. Давление в камере 5,1 МПа. ГГ работает на основном топливе с избытком горючего. ТНА — одновальный, с осевой турбиной и центробежными топливными насосами, вращающимися с частотой ~ 175 $с^{-1}$. Расходы окислителя и горючего через камеру регулируются с целью достижения одновременного опорожнения баков РН при постоянном расходе топлива. Запуск ЛР-105-НА производится так же, как ЛР-79-НА. Карданный подвес обеспечивает отклонение всего ЖРД в плоскостях тангажа и курса РН на угол ±3° при помощи гидросистемы, к-рая также управляет автоматикой ЖРД.

ЛР-105-НА вместе с двумя ЖРД *ЛР-89-НА* и двумя рулевыми ЖРД (камерами) LR-101-NA (тягой на земле по 2,3 кН) образуют блочный ЖРД МА (приведённое описание ЖРД относится к модификации МА-5). Рулевые ЖРД (отклоняемые на ±70°) выполняют те же функции, что и применяемые совместно с ЛР-79-НА.

«Л-САТ» (англ. L-Sat, сокр. от Large Satellite — крупногабаритный спутник) — наименование ИСЗ *Европейского космического агентства* для обеспечения различных видов связи западноевропейских стран, включая непосредственное ТВ вещание на бытовые приёмники, а также для отработки оборудования перспективных связных ИСЗ с целью расширения рынков сбыта западноевропейской космической техники. Вывод первого образца ИСЗ «Л-Сат» на стационарную орбиту запланирован на нач. 1985 (РН «*Ариан*»). Для этого образца создаётся, в частности, связное оборудование диапазона 20/30 ГГЦ.

ЛУНА — естественный спутник Земли; первое небесное тело, поверхности к-рого достигли земные КА (1959) и люди (1969). Л. движется вокруг Земли по эллиптич. орбите со ср. скоростью 1,02 км/с, перемещаясь среди звёзд за сутки в ср. на 13°10′35″. Сидерический период обращения (см. в ст. *Месяц*) равен 27,321 7 ср. сут и совпадает с периодом обращения Л. вокруг своей оси, поэтому она всегда обращена к Земле одной и той же стороной. Наклонение: орбиты к эклиптике — 5° 9′, лунного экватора к эклиптике — 1° 32′. Расстояние до Земли меняется от 356 400 км до 406 800 км, его ср. значение (384 401 ± 1) км, эксцентриситет лунной орбиты 0,0549. Ср. промежуток времени между двумя последоват. прохождениями Л. через меридиан (для земного наблюдателя — 24 ч 50 мин 28,2 с) наз. ср. лунными сутками. При сопоставлении с Землёй: диаметр Л. 0,27 земного (т. е. 3476 км), масса ~ 0,01 (т. е. $7{,}35 \times 10^{22}$ кг), плотность 0,61 (т. е. 3340 кг/м³), объём 0,02 (т. е. $2{,}2 \cdot 10^{19}$ м³), площадь поверхности 0,07 (т. е. $3{,}8 \cdot 10^7$ км²), ускорение свободного падения у поверхности 0,16 (т. е. 1,62 м/с²), 1-я космич. скорость 0,21 (т. е. 1,68 км/с), 2-я космич. скорость 0,21 (т. е. 2,375 км/с). Равномерное вращение Л. вокруг оси в сочетании с неравномерным движением по эллиптич. орбите и наклоном оси вращения приводят к кажущемуся покачиванию лунной сферы, наз. л и б р а ц и е й (см. *Либрация Луны*). В результате с Земли можно наблюдать 59% лунной поверхности, из к-рых 18% лишь при благоприятной либрации. Остальная часть (41%), расположенная на невидимой полусфере, недоступна непосредств. наблюдениям с Земли. Ф а з о й Л. наз. отношение площади видимой освещённой части диска ко всей его площади. Смена фаз наглядно характеризуется перемещением терминатора — границы раздела освещённой (дневной) поверхности от тёмной (ночной), которое определяется изменением угла фазы. Для КА угол фазы будет составляться направлениями на Солнце и на КА, фиксирующими на лунной поверхности положения подсолнечной и подаппаратной точек. *Альбедо* лунной поверхности заключено в пределах 0,05—0,20. Ср. альбедо типично «морских» р-нов составляет 0,06, материковых областей — 0,12, светлых лучей на морях ~ 0,1 и светлых лучей на материках — 0,14. Солнечный свет, отражённый лунной поверхностью, частично линейно поляризуется. Освещённость, создаваемая Л. на границе земной атмосферы в фазе полнолуния, 0,32 лк. Ср. альбедо всей обращённой к Земле лунной полусферы 0,073. Яркостная темп-ра лунной поверхности (по измерениям в ИК области спектра) в центре видимого диска днём достигает ~ 130° С, в местную полночь —170 °С, а ночью перед восходом Солнца снижается до —200°С. Проведённые во время лунных затмений наблюдения показали, что на обращённой к Земле полусфере Л. св. 1000 участков обладают более высокой темп-рой, чем окружающая их поверхность. Анализ 330 температурных аномалий, отождествлённых с деталями лунной поверхности, выявил, что 94% из них представляют собой лучистые кратеры, кратеры с ярким дном или ярким валом в полнолуние, яркие участки, образов. скоплениями мелких кратеров или обломков породы и др. яркими образованиями. Пример таких температурных аномалий — кратеры с темп-рой выше окружающей поверхности: Тихо — на 60 °С, Гамбар С — на 32 °С, Мессье А — на 42 °С и т. д. Мн. горячие пятна ассоциируются с кратерами, диаметры к-рых меньше, чем разрешающая способность использованного детектора ИК излучения, поэтому приведённые значения температурных превышений являются заниженными. Так, кратер Местинг С, имеющий диам. 3,8 км, по предварит. данным наблюдений имел превышение темп-ры над окружающей поверхностью 28 °С, а в действительности это превышение оказалось равным 157 °С. Нек-рые протяжённые мор. р-ны также показали аномальный термич. режим. Среди них Море Влажности, Море Изобилия и Море Спокойствия. Примерно $^2/_3$ горячих пятен расположены в мор. р-нах, $^1/_3$ — на материках. Наиболее высокая концентрация аномальных по темп-ре участков находится в Море Спокойствия — $14/10^5$ км² и в области между кратерами Кеплер и Аристарх — $6/10^5$ км². Миним. (меньше одного горячего пятна на участке в 10^5 км²) приходится на р-н, располож. западнее Моря Нектара. Сопоставление с радиолокац. и др. измерениями даёт основание считать, что, по-видимому, горячие пятна — участки с повыш. концентрацией скальных обломков или небольших молодых кратеров.

Сов. КА «*Луна*-1» был первым аппаратом, пролетевшим вблизи Л., а «Луна-2» — впервые достигшим её поверхности (1959). КА «Луна-3» впервые сфотографировал из космоса обратную сторону Л. (1959), амер. КА «*Рейнджер*-7» передал первые изображения видимой стороны Л. с близкого расстояния (1964). Сов. КА «*Зонд*-3» в 1965 успешно осуществил глобальное фотографич. обследование невидимой стороны Л. Первую мягкую посадку на лунную поверхность совершил КА «Луна-9» (1966). Первым ИСЛ стал КА «Луна-10» (1966). Первая высадка землян Н. *Армстронга* и Э. *Олдрина* на лунную поверхность осуществлена 21.7.1969 в лунной кабине «Орёл» КК «Аполлон»; они же и собрали первые образцы лунного грунта. «Луна-16» был первым автоматич. КА, доставившим лунный грунт на Землю (1970). Наконец,

первый *лунный самоходный аппарат* «Луноход-1», доставленный на Л. КА «Луна-17», выполнил обширную программу изучения Л. (1970—71). На основании анализа материалов, полученных с помощью КА «Луна-3» и «Зонд-3», открыты: асимметричность распределения мор. образований относительно плоскости, разделяющей видимое и обратное полушария Л.: расположенные на обратной стороне Море Москвы и Море Мечты; специфич. депрессии материковых р-нов, по масштабу близкие к мор. объектам (наз. талассоидами); протяжённые, длиной в сотни километров, кратерные цепочки; сделан вывод о глобальном преобладании материковой структуры. Материалы, получ. с амер. ИСЛ «*Лунар орбитер*», подтвердили эти открытия. В результате исследований фотографий обратной стороны Л., снятых КА «Луна-3» и «Зонд-3», Гос. астрономич. ин-том им. Штернберга (ГАИШ) совместно с рядом др. орг-ций выпущен «Атлас обратной стороны Луны» (1-я ч.— 1960, 2-я ч.— 1967, 3-я ч.— 1975) с каталогом ок. 4000 впервые обнаруж. образований и полным перечнем наименований лунных объектов, располож. на обратной стороне Л. Комиссия АН СССР по наименованию образований на обратной стороне Л. на традиционных правах первооткрывателей присвоила (в 1960, 1966, 1967, 1968) ряду образований имена сов. и зарубежных учёных, а также орг-ций (см. приложение VI). Междунар. астрономич. союз утвердил почти все предложенные наименования. Район, достигнутый КА «Луна-2», назван Заливом Лунника, участок первой мягкой посадки («Луна-9») — Равниной Прилунения, а место прилунения первой экспедиции землян («Аполлон-11») — Базой Спокойствия. Именем КК «Аполлон» назван кратер, окружённый группой кратеров, получивших имена первых космонавтов, облетевших Л. и совершивших на неё посадку. Ряду кратеров присвоены имена сов. космонавтов. В 1966—67 по материалам «Атласа обратной стороны Луны» и снимкам земных обсерваторий ГАИШ и Топогеодезической службой СССР составлены и опубликованы первая Полная карта Л. (1 : 5 000 000) и Полный глобус Л. (1 : 10 000 000): 1-е изд.— 1967, 2-е уточн. изд.— 1969, а в 1968 выпущен атлас из 7 карт экваториальной зоны видимого полушария Л. (1 : 1 000 000). Позже Полная карта Л. и Полный глобус Л. были опубликованы в США.

Изучение фотографий разл. масштабов, получ. из космоса и на земных обсерваториях, позволяет следующим образом классифицировать осн. образования на поверхности Л. В глобальном масштабе выделяются моря, талассоиды, материки и горные хребты, а среди рельефообразующих объектов — кратеры, кратерные цепочки, светлые лучи, извилистые борозды и т. п. Талассоиды представляют собой округлые протяжённые депрессии материковых р-нов, огранич. кольцевыми сбросами. Их поверхность по своим физич. и топографич. характеристикам не отличается от окружающего материкового покрова. Центральные, наиболее глубокие участки талассоидов иногда залиты лавой. Моря отличаются от материков преим. равнинным характером поверхности, образов. разливом лавы, меньшей концентрацией крупных кратеров, более низким значением альбедо, более высокой степенью поляризации отражённого света и неск. более высокой ср. темп-рой верх. слоя грунта. Мор. р-ны занимают ~ 16% поверхности Л. На видимой полусфере моря составляют ~ 30%, на сев. половине этой полусферы — ок. 44%, на южной — ок. 15% и на обратной стороне Л.— ок. 3%. Наиболее крупные по площади моря на видимой стороне Л.: Океан Бурь — 2 105 000 км², Море Дождей —830 000 км², Море Спокойствия — 430 000 км², Море Холода — 347 000 км², Море Изобилия— 311 000 км² и Море Ясности — 305 000 км². На обратной стороне — соответственно: Море Южное — 147 000 км², Море Мечты — 96 000 км², Море Москвы — 67 000 км² и Море Восточное — 65 000 км². Площади, занимаемые наиболее крупными горными образованиями, составляют: Апеннины — 84 000 км², Альпы — 82 000 км², Кавказ — 44 000 км² и Карпаты — 32 000 км². По отношению к сфере радиусом 1738 км (половина диаметра Л.) ср. глубины (—) или высоты (+) этих объектов составляют: Моря Кризисов — 1,9 км, Моря Изобилия — 1,2 км, Моря Холода — 0,9 км, Моря Нектара — 0,9 км, Моря Влажности — 0,7 км, Океана Бурь — 0,4 км, Моря Спокойствия +0,1 км, Альп +0,4 км, Кавказа +1,4 км, Карпат +1,4 км и Апеннин +2,5 км. Максимальная разность высот равна 9 км.

Наиболее распространённые на Л. образования — кратеры. Только на видимой стороне насчитывается неск. сотен тыс. кратеров диаметром св. 1 км. На обратной стороне их ср. концентрация ещё выше. Вблизи крупных лунных образований встречаются группы линейно располож. кратеров, близких по размерам и по взаимным расстояниям, к-рые образуют кратерные цепочки. Часто кратерные цепочки совмещаются с трещинами; наиболее протяжённые находятся на обратной стороне Л. (макс. длина ~ 1000 км). Во время полнолуния, когда угол фазы близок к 0°, отчётливо выделяются т. н. системы светлых лучей, расходящиеся от нек-рых кратеров и образованные скоплениями мелких кратеров, каменных глыб и вытянутых складок местности. На снимках, полученных с КА, также отмечаются светлые лучи, когда фаза Л. по отношению к КА становится близкой к полнолунию. Извилистые борозды — образования, напоминающие русла земных рек и располагающиеся обычно вблизи границ круглых морей, а также у больших кратеров с дном мор. типа. Кроме упомянутых образований, на Л. имеются протяжённые трещины, долины (иногда с извилистой бороздой на дне), сбросы, складки и куполообразные объекты. По рельефу поверхности можно выделить 3 осн. типа местности: сравнительно ровная (равнинная), слегка холмистая (с наклоном склонов менее 10°) и пересечённая (с наклоном склонов более 10°). Большинство ровных площадок расположено в морях, а большинство холмистых и пересечённых участков — на светлых материках. Ровные и холмистые площадки обычно покрыты большим числом округлых кратеров размером до 50 м: на 1 км² можно насчитать, напр., от 100 до 700 кратеров диам. 10—20 м. Кратеры диаметром в сотни метров встречаются реже. Строение кратеров различно. Молодые и мелкие кратеры чашеобразной формы обычно имеют чёткие края. Самые мелкие кратеры имеют часто форму округлых депрессий без вала или чёткого края. Для пересечённой местности характерны узкие складки пород, разделённые впадинами, с расстояниями между вершинами складок ок. десятка метров. Обычно направление складок повторяет профиль местности. У основания крутых склонов, особенно там, где они подходят к равнинной поверхности морей, часто образуются террасы шириной 200—400 м. Число кратеров на террасах в 3—4 раза меньше, чем на равнинах морей. На материках среди пересечённой местности встречаются также равнинные и слегка холмистые участки, но число кратеров на них значит. больше, чем на морях. Упоминавшиеся светлые лучи, расходящиеся от нек-рых кратеров, пролегают через разл. лунные образования. Поверхность, через к-рую проходят лучи, покрыта множеством кратеров (диам. 50—500 м). По форме кратеры неск. вытянуты вдоль оси луча, причём грунт между кратерами покрыт большим числом складок и углублений, также вытянутых вдоль луча.

Общие особенности лунного микрорельефа установлены на основании земных наблюдений. Анализ фотометрич. поляризац. и радиолокац. измерений свидетельствовал о сильной изрытости и шероховатости лунного грунта. Впервые реальная картина лунного микропокрова была отображена на панорамах, переданных КА «Луна-9», к-рые позволили сделать вывод об отсутствии толстого пылевого слоя на Л., а также обнаружить большое число мелких неровностей, напоминающих пористую структуру и т. п. Неожиданно обнаружилось довольно большое число камней. Изучение характера углубления этих камней в грунт дало возможность рассчитать ср. удельную нагрузку, к-рую может выдержать почва (ок. неск. сотен кПа); т. о., было установлено, что космонавты и трансп. машины смогут перемещаться по лунному грунту.

Первые измерения хим. состава поверхностных лунных пород были переданы КА «Луна-10», а затем амер. КА «*Сервейор*». Образцы лунного грунта, доставленные на Землю КК «Аполлон-11, -12, -14, -15, -16, -17» и КА «Луна-16, -20, -24», были подвергнуты разл. лабораторным анализам. Эти образцы можно разделить на зернистые кристаллич. изверженные породы, брекчии и тонкий материал. Обломки кристаллич. пород содержат в разных пропорциях в качестве осн. минералов: пироксен, ильменит, полевые шпаты и оливин. Однако по соотношению породообразующих минералов они отличаются от земных вулканич. расплавов. Брекчии состоят из смеси обломков разл. типов пород. Размеры обломков, большей частью имеющих резкие грани, меньше 2 см. Их микроструктура обнаруживает следы соударений, включая ударное расплавление и остеклование. Обломки камней покрыты ямками размером от неск. мкм до 1 см с характерным отношением глубины к диаметру 1 : 5. Число ямок на 1 см² доходит до 30. Обломки, входящие в состав брекчий, характеризуются обилием микротрещин и разл. степенью остеклования. Степень уплотнения брекчий различная: нек-рые мягкие и хрупкие, другие — более плотные и сильно трещиноватые. По-видимому, большинство осколков кристаллич. пород в брекчиях и сами брекчии ударно-взрывного происхождения. Окраска брекчий — от светло-серой до тёмно-серой. Характерной особенностью поверхности всех лунных образцов является наличие небольших углублений, выстланных стеклом и стеклянными кап-

лями. Поверхность кристаллич. пород и их обломков большей частью светлее внутр. участков. Это осветление связано в значит. степени с большим числом микротрещин, распространяющихся на глубину 0,5—1 мм от поверхности. Округление наружных краёв и граней образцов пород и неравномерное разрушение их поверхности доказывают существование на Л. процессов специфич. эрозии. Тонкий лунный материал (лунная пыль) состоит преим. из мелких частиц размером от 1—2 мкм до 1 мм. Ср. плотность его ок. 1500—1600 кг/м³ на глубине 5 см и, вероятно, ~ 1000 кг/м³ на глубине неск. мм. Тонкий материал содержит в небольшом кол-ве мелкие обломки пород, кристаллов, стеклянные шарики и стекловатые осколки. С большими камнями на поверхности тонкая фракция соприкасается обычно вдоль горизонтальной плоскости и лишь на склонах кромка касания выше на верх. стороне камня. Анализ глубины отпечатков следов космонавтов и «Лунохода-1» выявил существ. различие несущей способности грунта для разных участков. Так, напр., глубина следов космонавтов вблизи вершины насыпного вала молодого кратера диам. 2,5—3 м составляла ок. 15—20 см, а на расстоянии 4—5 м на ровном участке — ок. 1 см. Следы чётко передают рисунок прессующей детали и долго сохраняют его, не теряя чёткости: тщательное изучение вафельной поверхности отпечатка посадочной «ноги» КА «Сервейор-3» на

Табл. 1.— Химический состав стеклянных шариков

Компоненты	Цвет			
	светлый (15)	зелёный (10)	от слабо-оранжевого до коричневого	от красного до тёмного
SiO_2	45,5	44,2	40,1	37,2
Al_2O_3	27,0	21,0	14,8	5,2
Cr_2O_3	0,12	0,17	0,32	0,61
TiO_2	0,45	1,81	7,6	10,7
FeO	3,8	7,9	15,3	24,7
MgO	6,9	8,6	8,4	13,1
MnO	0,8	0,15	0,22	0,30
CaO	15,0	14,7	12,9	7,7
Na_2O	0,24	0,41	0,14	0,27
K_2O	0,02	0,39	0,05	0,04
ZrO_2	0,02	0,04	0,07	0,06
P_2O_5	0,04	0,14	0,04	0,05

Табл. 2.— Химический состав некоторых лунных пород

Компоненты	Базальтовые породы		Тонкая фракция	
	«Луна-16»	«Аполлон-12»	«Луна-16»	«Аполлон-12»
SiO_2	43,8	40,0	41,7	42,0
TiO_2	4,9	3,7	3,39	3,1
Al_2O_3	13,65	11,2	15,32	14,0
FeO	19,35	21,3	16,8	17
MgO	7,05	11,7	8,73	12
CaO	10,4	10,7	12,2	10
Na_2O	0,33	0,45	0,37	0,40
K_2O	0,15	0,065	0,10	0,18
MnO	0,2	0,26	0,21	0,25
Cr_2O_3	0,28	0,55	0,31	0,41
ZrO_2	0,04	0,023	0,015	0,09

двух фотографиях, снятых с интервалом в 31 мес, показало, что след остался практически без изменений, если не считать появления крупинки размером ~ 2 мм. Тонкий материал состоит преим. из разл.

Табл. 3.— Химический состав тонкой фракции в различных районах Луны

Элемент	Центральный Залив	Кратер Тихо	Море Спокойствия		Океан Бурь	Море Изобилия	Море Дождей
	«Сервейор-6»	«Сервейор-7»	«Сервейор-5»	«Аполлон-11»	«Аполлон-12»	«Луна-16»	«Луноход-1»
Si	23	21	21	20	20	20	20
Fe	10	4	9	12	13	13	12
Ca	9	13	10	8	7	9	8
Al	8	11	8	6	7	8	7
Mg	4	4	3	5	7	5	7
Ti	2	0,4	4	5	2	2	4
K	—	—	—	0,1	0,3	0,08	1
Na	0,6	0,5	0,5	0,4	0,3	0,3	—

стёкол, плагиоклаза, клинопироксена, ильменита и оливина. Микроскопич. анализ выявил в лунной пыли нек-рые разновидности, отсутствующие в земных образованиях. К таким разновидностям, напр., следует отнести фракцию стеклянных частичек, имеющих часто сферич., продолговато-округлую, гантелевидную, а также угловатую формы. Обычно стеклянные шарики имеют диаметр до 0,02 мм (иногда в неск. мм). У нек-рых образцов стеклянные шарики составляют примерно 0,01% по массе, и их число на 1 кг достигает ~ 40 000, при этом они различаются по цвету, прозрачности, плотности, коэф. преломления и минералогич. составу. Так, напр., встречаются синие, зелёные, жёлтые, слабо-оранжевые, коричневые, красные, а также бесцветные, светлые и серые. Плотность стеклянных шариков 2600—3100 кг/м³, показатели преломления 1,46—1,75. Интерферометрич. анализ выявил, что их поверхность является строго сферической. Очевидно, такие объекты в процессе формирования не должны были испытывать несимметричные деформирующие усилия. Они могли быть выброшены из расплава в виде мелких брызг и застывали в полёте, находясь под действием сил поверхностного натяжения. В табл. 1 приводится (в % по массе) минералогич. состав стеклянных шариков (числа в скобках показывают число исследованных частиц).

Хим. анализ образцов из Моря Спокойствия («Аполлон-11»), Океана Бурь («Аполлон-12») и Моря Изобилия («Луна-16») заметно различается по соотношению элементов и их окислов. В табл. 2 приведены данные хим. состава (в % по массе) пород Л. для образцов, доставленных КА «Луна-16» и «Аполлон-12».

В табл. 3 приведены типичный хим. состав (в % по массе) тонкой фракции из Центрального Залива, кратера Тихо, Моря Спокойствия и Моря Дождей, а также образцов из Океана Бурь и Моря Изобилия (тонкая фракция и брекчии).

Экспериментальное расплавление сходных по хим. составу кристаллич. камней из Моря Спокойствия выявило, что образующаяся лава обладает значительно более низкой вязкостью по сравнению с земными базальтовыми лавами. Кроме того, установлено, что корка на лунных лавах обладает очень низкой теплопроводностью и создаёт эффективную тепловую изоляцию, препятствующую высоким радиац. потерям теплоты с поверхности. По-видимому, эти обстоятельства позволяли лунным лавовым потокам долго не застывать и распространяться на большие расстояния. Отсюда — равнинный характер протяжённых мор. образований и резкие границы между ними и окружающими возвышенностями. Лабораторный разогрев в вакууме или в инертных газах (с последующим охлаждением) лунных образцов вызвал значит. изменения первоначальных значений альбедо и распределения энергии в спектре отражённого света. Начиная с 200—250 °С, эти изменения становятся настолько существенными, что представляется маловероятным, чтобы лунный грунт или слои, близкие к поверхности со времени их отложения, подвергались повторно такому разогреву.

Оценка возраста образцов лунных пород показала, что время, прошедшее после хим. разделения и затвердевания у большинства кристаллич. пород из Моря Спокойствия, близко к $3{,}7 \cdot 10^9$ лет. Отд. образцы имели геологич. возраст $(2{,}3—4{,}4) \cdot 10^9$ лет; образцы пыли и брекчий — $(4{,}6—4{,}7) \cdot 10^9$ лет; возраст образцов кристаллич. пород из Океана Бурь $(1{,}7—2{,}7) \cdot 10^9$ лет. Найденное различие геологич. возраста изверж. пород и возраста пыли и брекчий ещё не получило удовлетворит. объяснения. Не исключено, что это различие обусловлено особенностями процесса породообразования на Луне. Было найдено, кроме того (по концентрации и изотопному составу содержавшихся в образцах газов), что нек-рые камни из Моря Спокойствия находились на глубине 1—2 м под поверхностью $5 \cdot 10^8$ лет, другие — на глубине неск. см — 10^7 лет. Один из исследованных образцов находился непосредственно на поверхности ~ $5 \cdot 10^8$ лет, причём в течение этого времени он неск. раз переворачивался. Скорость эрозии на внеш. стороне образца, доступной воздействию космич. факторов, составляла не более 10^{-7} см/год. Один из кристаллич. камней из Океана Бурь имел геологич. возраст $4{,}6 \cdot 10^9$ лет, что близко к возрасту нашей Солнечной системы, причём содержание в нём нек-рых элементов (K, Th и U) оказалось в 15—20 раз больше, чем в др. лунных породах. Изучение эволюции орбит ИСЛ обнаружило гравитац. аномалии (см. *Гравитационное поле Луны*), обусловленные наличием под округлыми морями т. н. *масконов*.

Исследование сейсмики Л. при помощи аппаратуры, установл. на её поверхности, показало, что небольшую часть толчков можно интерпретировать как лунотрясения с мелкозалегающими очагами. Их магнитуда по шкале Рихтера оценивается в 1—2 балла. Остальные естеств. сейсмич. явления порождаются метеоритными ударами. Скорость распространения продольных сейсмич. волн возрастает с глубиной от 45 м/с в слое, близком к поверхности, до 4,8—5,6 км/с на глубине ~ 20 км. Сейсмич. эксперимент позволил установить, что до этой глубины вещество Л. имеет однородный состав. Границ, подобных границе Мохоровичича на Земле, в исследованной области недр Л. не обнаружено.

Первые оценки магнитного поля Л. проведены КА «Луна-2», обнаружившим, что Л. практически не имеет собств. магнитного поля. На выс. 55 км над лунной поверхностью напряжённость магнитного поля менее 23,8 мА/м. Нек-рые образцы лунного грунта выявили слабую остаточную намагниченность. Это даёт основание предполагать, что в процессе затвердевания образцы находились в магнитном поле, принадлежавшем Солнцу, Земле или Луне. Помещённый в Океане Бурь магнитометр зарегистрировал слабые компоненты перем. магнитного поля, по-видимому, обусловл. межпланетной плазмой и земной магнитосферой, и пост. магнитное поле напряжённостью 24 мА/м, вероятно, от местного источника.

Тщательные исследования доставленных на Землю образцов лунных пород не обнаружили к.-л. микроорганизмов или следов их жизнедеятельности. По-видимому, стерилизов. радиацией и большими темп-рными перепадами поверхностный лунный грунт лишён жизни, хотя на Земле при наличии благоприятных условий на нём хорошо развиваются растения. Внутр. слои грунта ещё подлежат исследованию.

Информация, доставл. космич. средствами исследования, ещё раз подтвердила неудовлетворительность гипотез происхождения Л. и Земли. Очевидно, что только дальнейшее изучение Л., а также планет и их спутников, проводимое наземными обсерваториями, автоматич. и пилотируемым КА, позволит решить проблему происхождения Л., Земли и др. тел Солнечной системы. См. вкл. XVI.

Ю. Н. Липский.

«ЛУНА́» — наименование советской программы исследования Луны и серии КА, запускаемых в СССР к Луне начиная с 1959. КА первого поколения («Л.-1» — «Л.-3») совершали перелёт с Земли к Луне без предварительного выведения на орбиту ИСЗ, проведения коррекций на траектории Земля — Луна и торможения вблизи Луны. КА осуществили пролёт Луны («Л.-1»), достижение Луны («Л.-2»), её облёт и фотографирование («Л.-3»). КА второго поколения («Л.-4» — «Л.-14») запускались с использованием более совершенных методов: предварит. выведение на орбиту ИСЗ, затем старт к Луне, коррекции траектории и торможение в окололунном пространстве. При запусках отрабатывались полёт к Луне и посадка на её поверхность («Л.-4» — «Л.-8»), мягкая посадка («Л.-9» и «Л.-13») и перевод на орбиту ИСЛ («Л. -10», «Л.-11», «Л.-12», «Л.-14»). Более совершенные и тяжёлые КА третьего поколения («Л.-15 — «Л.-24») осуществляли перелёт к Луне по схеме, используемой КА второго поколения; при этом для увеличения точности посадки на Луну предусмотрена возможность проведения неск. коррекций на траектории полёта от Земли к Луне и на орбите ИСЛ. КА «Л.» обеспечили получение первых науч. данных о Луне, отработку мягкой посадки на Луну, создание *искусственных спутников Луны*, взятие и доставку на Землю проб грунта, транспортировку на поверхность Луны *лунных самоходных аппаратов*. Создание и запуск разнообразных автоматич. лунных аппаратов является особенностью сов. программы исследования Луны.

«Л.-1» — первый в мире КА, запущенный в р-н Луны 2.1.1959. Пройдя вблизи Луны (5—6 тыс. км от её поверхности) 4.1.1959, КА вышел из сферы действия земного тяготения и превратился в первый *искусственный спутник Солнца* с выс. в перигелии 146,4 млн. км и выс. в афелии 197,2 млн. км. Конечная масса последней ступени РН с КА «Л.-1» 1472 кг (масса контейнера с аппаратурой 361,3 кг). На КА размещались радиоаппаратура, телеметрич. система, комплекс науч. приборов и др. оборудование, предназнач. для изучения интенсивности и состава *космических лучей*, газовой компоненты межпланетного вещества, метеорных частиц, корпускулярного излучения Солнца, магнитного поля. На последней ступени РН была установлена аппаратура для создания натриевого облака — искусственной кометы (см. *Искусственное облако*). При полёте «Л.-1» впервые была достигнута *вторая космическая скорость* и получены сведения о *радиационном поясе Земли* и космич. пространстве. В мировой печати КА «Л.-1» получил назв. «Мечта». См. рис. 1.

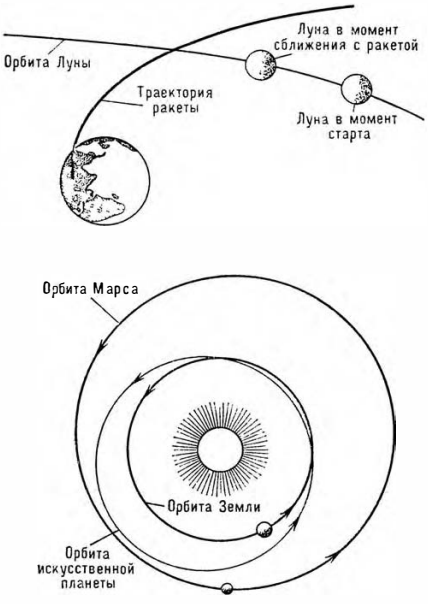


Рис. 1. Схема полёта КА «Луна-1» (вверху) и расчётная орбита искусственной планеты

«Л.-2» — КА, впервые в мире совершивший перелёт с Земли на др. небесное тело. Запущен 12.9.1959. КА «Л.-2» и последняя ступень РН 14.9.1959 достигли поверхности Луны (р-н Моря Ясности, вблизи кратеров Аристил, Архимед и Автолик) и доставили вымпелы с изображением Гос. герба СССР. Конечная масса КА с последней ступенью РН 1511 кг (масса контейнера с науч. и измерит. аппаратурой 390,2 кг). Исследования, проведённые с помощью «Л.-2», показали, что Луна практически не имеет собств. магнитного поля и радиац. пояса. См. рис. 2.

Рис. 2. Пятиугольные элементы шарового вымпела СССР и вымпел-лента, доставленные КА «Луна-2» на лунную поверхность

КА «Л.-3» запущен 4. 10.1959. Конечная масса последней ступени РН с КА 1553 кг (масса науч. и измерит. аппаратуры с источниками питания 435 кг). Масса КА «Л.-3» 278,5 кг. КА имел системы: радиотехнич., телеметрич., фототелевиз., ориентации (относительно Солнца и Луны), энергопитания (с солнечными батареями), терморегулирования и комплекс науч. аппаратуры. Выведенный на сильно вытянутую эллиптич. орбиту искусств. спутника Земли, КА обогнул Луну и прошёл на расстоянии 6200 км от её поверхности. 7.10.1959 во время сеанса фотографирования (двумя аппаратами с длинно- и короткофокусным объективами) была заснята почти половина поверхности Луны (одна треть — в краевой зоне, две трети — на обратной невидимой с Земли стороне). После проявления плёнки на борту КА изображения были переданы с помощью *фототелевизионной системы* на Землю. Макс. удаление «Л.-3» от Земли в апогее составило 480 тыс. км. Совершив 11 оборотов вокруг Земли, КА вошёл в земную атмосферу и прекратил существование. См. рис. 3.

«Л.-4» — «Л.-8» запущены в 1963—65 для дальнейших исследований Луны и решения задачи обеспечения мягкой посадки КА на поверхность Луны. При этих полётах была завершена экспериментальная отработка комплекса систем: астроориентации, управления движением и бортовой радиоаппаратурой, электропитания, терморегулирования, радиотехнич. комплекса и др. Масса КА 1422—1552 кг.

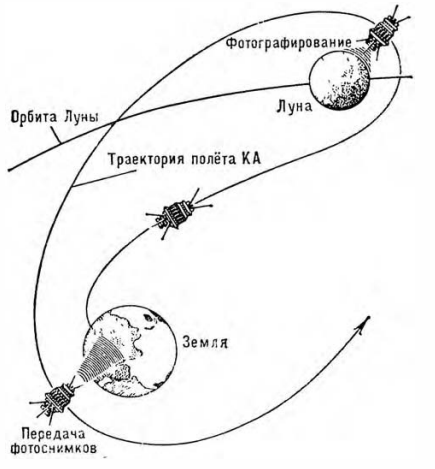


Рис. 3. Схема полёта КА «Луна-3»

«Л.-9» — КА, впервые в мире осуществивший мягкую посадку на Луну; запущен 31.1.1966. Во время полёта к Луне, продолжавшегося 3,5 сут, была проведена коррекция траектории полёта. На выс. 75 км от поверхности Луны (за 48 с до посадки) была включена ДУ (см. *КТДУ-5А*), к-рая обеспечила гашение скорости с 2600 м/с до неск. м/с. Спускаемый аппарат «Л.-9» совершил посадку 3.2.1966 в Океане Бурь, западнее кратеров Рейнер и Марий, в точке с координатами 64°22′ з. д. и 7° 08′ с. ш. С КА было проведено 7 сеансов радиосвязи общей

продолжительностью св. 8 ч для передачи науч. информации. ТВ изображения поверхности Луны передавались в течение четырёх сеансов при разл. условиях освещённости. Длительность активного существования КА на поверхности Луны составила 46 ч 58 мин 30 с. Панорамы лунной поверхности, полученные при разл. высотах Солнца над горизонтом (7, 14, 27 и 41°), дали возможность изучить микрорельеф лунного грунта, определить размеры и форму впадин и камней. КА «Л.-9» состоял из спускаемого аппарата (масса 100 кг), предназнач. для работы на поверхности Луны, отсеков с аппаратурой систем управления, астроориентации, радиосистем и ДУ для коррекции и торможения перед посадкой. Общая масса «Л.-9» после отделения от разгонной ступени РН равна 1583 кг. В состав спускаемого аппарата входил герметич. приборный отсек, в к-ром были размещены ТВ аппаратура, аппаратура радиосвязи, программно-временное устройство, науч. аппаратура, системы энергопитания и терморегулирования. Приборный отсек оснащён амортизаторами (надувные баллоны), антеннами и др. Изображения лунной поверхности, переданные «Л.-9», и успешная посадка КА на Луну имели большое значение для дальнейших полётов к Луне, включая полёты человека. См. рис. 4.

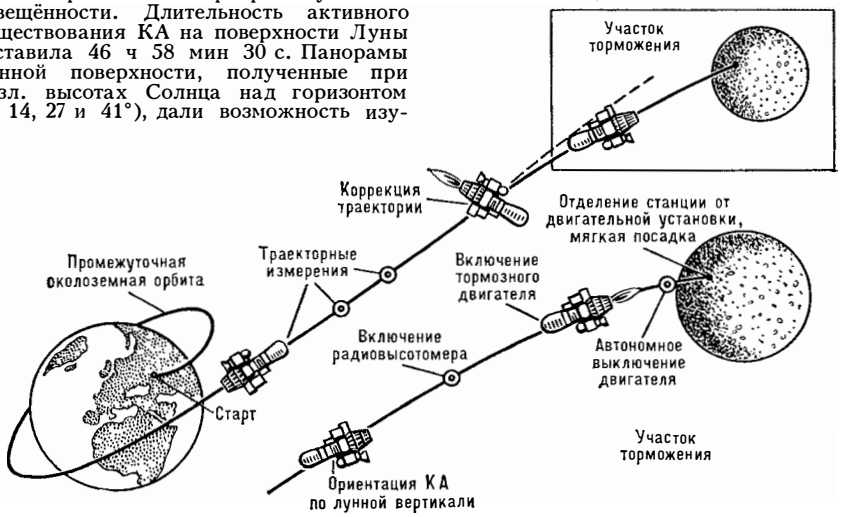


Рис. 4. Схема полёта КА «Луна-9»

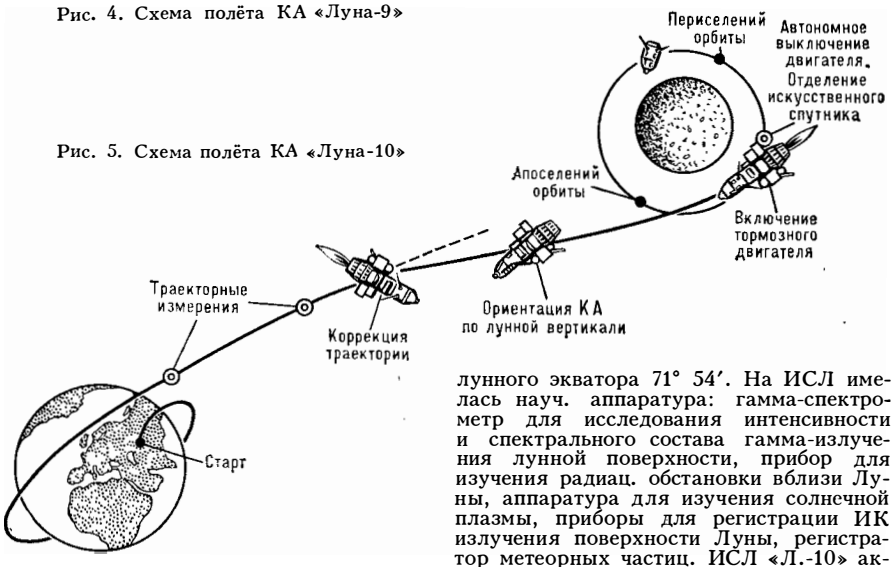


Рис. 5. Схема полёта КА «Луна-10»

«Л.-10» — первый ИСЛ; запущен 31. 3.1966. Масса КА после отделения от РН 1582 кг, масса лунного спутника, выведенного 3.4.1966 на орбиту ИСЛ, 240 кг. Параметры орбиты: периселений 350 км, апоселений 1017 км, период обращения 2 ч 58 мин 15 с, наклонение к плоскости лунного экватора 71° 54′. На ИСЛ имелась науч. аппаратура: гамма-спектрометр для исследования интенсивности и спектрального состава гамма-излучения лунной поверхности, прибор для изучения радиац. обстановки вблизи Луны, аппаратура для изучения солнечной плазмы, приборы для регистрации ИК излучения поверхности Луны, регистратор метеорных частиц. ИСЛ «Л.-10» активно существовал 56 сут, совершив 460 оборотов вокруг Луны. Проведено 219 сеансов радиосвязи, получены информация о гравитац. и магнитном полях Луны, магнитном шлейфе Земли, косвенные данные о хим. составе и радиоактивности поверхностных пород Луны. См. рис. 5.

«Л.-11» — второй ИСЛ; запущен 24.8. 1966. Масса КА 1640 кг. 27.8.1966 КА вышел на окололунную орбиту с параметрами: периселений 160 км, апоселений 1200 км, наклонение 27°, период обращения 2 ч 58 мин. За 38 сут активного существования проведено 137 сеансов связи и совершено 277 витков вокруг Луны. См. рис. 5. Науч. аппаратура позволила продолжить исследования, начатые КА «Л.-10».

«Л.-12» — третий сов. ИСЛ; запущен 22.10.1966. Масса КА 1620 кг. 25.10. 1966 КА «Л.-12» вышел на орбиту ИСЛ с параметрами: периселений 100 км, апоселений 1740 км. Активно существовал 85 сут, совершив 602 витка. Кроме науч. аппаратуры, на борту ИСЛ находилась фототелевиз. система, с помощью к-рой получены крупномасштабные изображения участков лунной поверхности.

«Л.-13» — второй КА, совершивший мягкую посадку на Луну; запущен 21.12. 1966. Масса 1620 кг. 24.12.1966 спускаемый аппарат (масса 112 кг) совершил мягкую посадку в р-не Океана Бурь в точке с координатами 62°03′ з. д. и 18°52′ с. ш. Спускаемый аппарат был оснащён: механич. грунтомером-пенетрометром для определения прочности наружного слоя грунта; радиац. плотномером; динамографом для регистрации длительности и значения перегрузки, возникающей при посадке станции; приборами для измерения теплового потока от лунной поверхности; счётчиками для регистрации корпускулярного излучения. На Землю передано 5 панорам лунной поверхности, снятых при различных высотах Солнца над горизонтом — от 6 до 38°.

«Л.-14» — четвёртый сов. ИСЛ; запущен 7.4.1968. Параметры орбиты: периселений 160 км, апоселений 870 км, наклонение 42°, период обращения 2 ч 40 мин. Систематич. длительные наблюдения за изменением параметров орбиты позволили уточнить соотношение масс Земли и Луны и данные о *гравитационном поле Луны* и её форме. Изучались космические лучи и потоки заряженных частиц, идущих от Солнца, условия прохождения и стабильность радиосигналов, передаваемых с Земли на КА «Л.-14» и обратно при нахождении КА в разных точках орбиты и при заходах за лунный диск, проводилась юстировка наземных средств радиосвязи.

«Л.-15» — пятый сов. ИСЛ; запущен 13.7.1969. Первый КА третьего поколения. Масса 5700 кг. После выхода на селеноцентрич. орбиту проведены 2 коррекции орбиты; после первой — периселений 95 км, апоселений 221 км, наклонение 126°, период обращения 2 ч 3,5 мин; после второй — периселений 16 км, апоселений 110 км, наклонение 127°, период обращения 1 ч 54 мин. Проводились науч. исследования в окололунном пространстве, испытывались новые навигац. системы; получена информация о работе новых систем станции. По завершении программы на 52-м витке 21 июля была включена ДУ (см. *КТДУ-417*), КА сошёл с орбиты и достиг поверхности Луны.

«Л.-16» — КА, совершивший рейс Земля — Луна — Земля и доставивший на Землю образцы лунного грунта; запущен 12.9.1970. 17 сент. КА вышел на круговую селеноцентрич. орбиту выс. 110 км, наклонением 70°, периодом обращения 1 ч 59 мин. Масса 5727 кг, при посадке на Луну 1880 кг. КА состоял из двух основных частей — унифицированной посадочной ступени (общей для всех КА третьего поколения, кроме «Л.-19» и «Л.-22») и приборного торового отсека со взлётной ступенью (возвратной ракетой) Луна — Земля. Посадочная ступень состояла из КТДУ-417 с блоком осн. баков, двух сбрасываемых отсеков, приборных отсеков и посадочного устройства. После формирования предпосадочной орбиты с низким периселением 21.9. 1970 произведена мягкая посадка в р-не Моря Изобилия в точке с координатами 56° 18′ в. д. и 0° 41′ ю. ш. Грунтозаборное устройство (буровой снаряд имел внеш. диам. 26 мм, внутр. диам. 20 мм, дл. 370 мм, ход 320 мм) обеспечило бурение и забор грунта в возвращаемый аппарат. Старт взлётной ступени был произведён

по команде с Земли 21.9.1970 (включением *КРД-61*). 24 сент. возвращаемый аппарат был отделён от приборного отсека ракеты и совершил мягкую посадку на Землю в 80 км юго-восточнее Джезказгана. Масса грунта, доставленного на Землю,— 105 г. См. рис. 6.

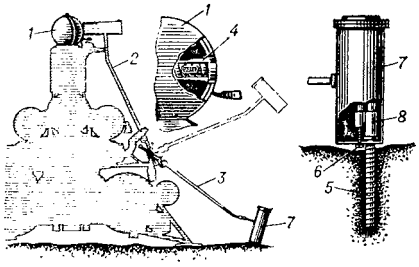


Рис. 6. Схема грунтозаборного устройства КА «Луна-16»: *1* — возвращаемый аппарат; *2* — исходное положение штанги и бурового станка; *3* — рабочее положение штанги и бурового станка; *4* — ампула с лунным грунтом; *5* — буровой снаряд; *6* — винт подачи; *7* — корпус бурового станка; *8* — вращатель

«Л.-17» — КА, доставивший на Луну первый автоматич. самоходный аппарат «Луноход-1»; запущен 10.11.1970. 17 нояб. совершил мягкую посадку на Луну в районе Моря Дождей в точке с координатами 35° з. д. и 38° 17′ с. ш. См. рис. 7.

КА «Л.-18» запущен 2.9.1971. 7 сент. переведён на круговую окололунную орбиту, на к-рой осуществлялось маневрирование для отработки новых методов навигации и посадки на Луну. После 54 витков 11 сент. включена ТДУ, КА сошёл с орбиты и достиг Луны. Р-н посадки — горный р-н у Моря Изобилия, представляющий большой науч. интерес. Прилунение в сложных гористых условиях оказалось неблагоприятным.

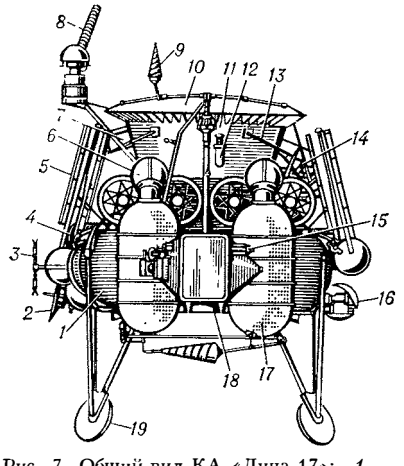


Рис. 7. Общий вид КА «Луна-17»: *1* — блок баков; *2* — радиовысотомер; *3* — жидкостный реактивный микродвигатель системы стабилизации; *4* — топливный бак системы стабилизации; *5* — трап; *6* — баллон с азотом для системы астроориентации; *7* — телекамера; *8* — остронаправленная антенна; *9* — коническая спиральная антенна; *10* — солнечная батарея (в закрытом положении); *11* — «Луноход-1»; *12* — телефотокамера; *13* — штыревая антенна; *14* — изотопный источник тепла; *15* — микродвигатель системы ориентации; *16* — доплеровская аппаратура; *17* — сбрасываемый отсек; *18* — сопло основного двигателя; *19* — посадочное устройство

«Л.-19» — шестой сов. ИСЛ; запущен 28.9.1971. 3 окт. КА переведён на окололунную круговую орбиту выс. 140 км, наклонением 40° 35′ и периодом обращения 2 ч 1 мин 45 с. 26 и 28 нояб. проводились коррекции орбиты. Длит. наблюдения за «Л.-19» позволили уточнить гравитац. поле Луны. ИСЛ измерял магнитное поле Луны, передавал фотографии лунной поверхности.

КА «Л.-20» запущен 14.2.1972. 18 февр. переведён на окололунную орбиту. 21 февр. осуществлена мягкая посадка на лунную поверхность в горном материковом р-не между Морем Изобилия и Морем Кризисов в точке с координатами 56° 33′ в. д. и 3° 32′ с. ш. КА «Л.-20» по конструкции аналогичен «Л.-16». Грунтозаборное устройство (параметры бурового снаряда такие же, как у КА «Л.-16») произвело бурение и забор грунта, к-рый был помещён в контейнер возвращаемого аппарата. 23 февр. взлётная ступень стартовала с Луны, 25 февр. возвращаемый аппарат совершил мягкую посадку на Землю в расчётном р-не. Масса грунта, доставленного на Землю,— 55 г.

«Л.-21» — КА, доставивший на поверхность Луны «Луноход-2»; запущен 8.1. 1973. 16 янв. произведена мягкая посадка на Луну на восточной окраине Моря Ясности, внутри кратера Лемонье в точке с координатами 30° 27′ в. д. и 25° 51′ с. ш.

«Л.-22» — седьмой сов. ИСЛ; запущен 29.5.1974. 2 июня КА вышел на селеноцентрич. орбиту с параметрами: периселений 219 км, апоселений 222 км, наклонение орбиты к плоскости лунного экватора 19° 35′, период обращения 2 ч 10 мин. Масса КА 5700 кг. 9 и 13 июня проводились коррекции орбиты. Измерялось гравитац. поле Луны, осуществлялось альтиметрирование отд. участков лунной поверхности в зонах возможной посадки КА; были получены и переданы на Землю изображения лунной поверхности, проводились науч. исследования.

КА «Л.-23» запущен 28.10.1974. 31 окт. проведена коррекция траектории полёта. 2.11.1974 КА «Л.-23» достиг окрестностей Луны и был переведён на селеноцентрич. орбиту с параметрами: периселений 94 км, апоселений 104 км, наклонение 136°, период обращения 1 ч 57 мин. Для обеспечения посадки КА в расчётном р-не Луны 4 и 5 нояб. были проведены коррекции с понижением периселения до 17 км. 6. 11. 1974 осуществлена посадка в юж. части Моря Кризисов. Посадка КА произошла на участке лунной поверхности с неблагоприятным рельефом, вследствие чего было повреждено устройство, предназнач. для взятия образцов лунного грунта.

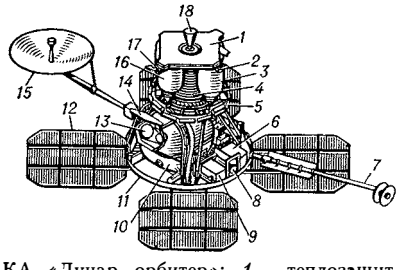
«Л.-24» — третий КА, совершивший рейс Земля — Луна — Земля; запущен 9. 8. 1976. 11 авг. была проведена коррекция траектории полёта. 14.8.1976 КА достиг окрестностей Луны и был переведён на круговую селеноцентрич. орбиту с высотой над поверхностью Луны 115 км, наклонением к лунному экватору 120°, периодом обращения 1 ч 59 мин. 16 и 17 авг. проведены коррекции для формирования предпосадочной орбиты с низким периселением в 12 км и апоселением 120 км. 18.8.1976 осуществлена посадка в юго-вост. р-не Моря Кризисов с координатами 12° 45′ с. ш. и 62° 12′ в. д. Грунтозаборное устройство (буровой снаряд имел внеш. диам. 15 мм, внутр. диам. 8 мм, дл. 3157 мм, ход 2575 мм) по команде с Земли произвело бурение лунного грунта на глубину ~ 2 м. Взятые образцы были помещены в контейнер возвращаемого аппарата взлётной ступени, к-рая 19 авг. стартовала к Земле. 22.8. 1976 возвращаемый аппарат с образцами лунного грунта достиг Земли и совершил мягкую посадку в расчётном р-не. Масса грунта, доставленного на Землю,— 170,1 г.

Запуски КА серии «Л.» осуществлялись РН «Восток» («Л.-1» — «Л.-3»), РН «Молния» («Л.-4» — «Л.-14»), РН «Протон» с дополнит. 4-й ступенью («Л.-15» — «Л.-24»). См. вкл. XIV, XV.

Е. И. Попов.

«ЛУ́НАР О́РБИТЕР» (англ. Lunar Orbiter) — наименование серии американских ИСЛ для съёмки и исследования Луны с селеноцентрической орбиты с целью поиска потенциальных участков посадки лунной кабины КК *«Аполлон»*; программа их разработки и запусков. В задачи «Л. о.» также входили: изучение метеорной и радиационной обстановки на трассе полёта и у Луны; исследование *гравитационного поля Луны* по эволюции орбиты; отработка таких операций, как коррекция траектории на трассе Земля — Луна, перевод КА на селеноцентрич. орбиту и её коррекция; тренировка персонала и юстировка оборудования наземных станций управления КК.

Всего было запущено пять «Л. о.» (см. приложение III). «Л. о.-2» и «Л. о.-3» позволили выбрать участки, пригодные для посадки лунной кабины. «Л. о.-4» предназначался для фотографирования всей видимой стороны Луны и нек-рых р-нов невидимой стороны с целью составления карты Луны. «Л. о.-5» использовался в осн. для фотографирования 36 участков на видимой стороне Луны, представляющих особый науч.



КА «Лунар орбитер»: *1* — теплозащитный экран; *2* — солнечный датчик грубой ориентации; *3* — бачок окислителя; *4* — каркас; *5* — детектор метеорных частиц; *6* — программно-временное устройство; *7* — ненаправленная антенна; *8* — датчик Канопуса; *9* — инерциальный измерительный блок; *10* — фотоустановка; *11* — платформа для монтажа оборудования; *12* — панель солнечных батарей; *13* — объективы фотокамеры; *14* — теплоизолирующая крышка объективов; *15* — остронаправленная антенна; *16* — бачок горючего; *17* — микродвигатель системы ориентации; *18* — корректирующая тормозная двигательная установка

интерес, а также для фотографирования невидимой стороны Луны, гл. обр. области между 104° и 143° з. д., к-рые не были отсняты предыдущими «Л. о.».

Масса «Л. о.» 386 кг, габариты (после раскрытия антенн и панелей СБ) 5,6 × ×4 м. Система электропитания (на базе СБ) обеспечивала мощность 375 Вт; имелась аккумуляторная никель-кадмиевая батарея (ёмкость 12 А·ч). В трёхосной системе ориентации использовались

инерциальный измерит. блок, 12 солнечных датчиков, датчик Канопуса, в качестве исполнит. органов — 8 микродвигателей, работавших на сжатом азоте. КТДУ тягой 450 Н работала на четырёхокиси азота и аэрозине-50 (запас топлива в 122 кг обеспечивал работу КТДУ в течение 720 с, приращение скорости ~ 1000 м/с). Подача топлива вытеснительная. «Л. о.» был оснащён двумя передатчиками мощностью 10 и 0,5 Вт, командным приёмником, ненаправленной антенной, вынесенной на штанге дл. 2,08 м, и остронаправленной антенной с параболич. отражателем, вынесенной на штанге дл. 1,32 м.

«Л. о.» выводились с помощью РН «Атлас-Аджена» на промежуточную геоцентрич. орбиту выс. 185 км, а через 21—35 мин ЖРД последней ступени РН включался повторно и переводил КА на трассу полёта к Луне. На этой трассе предусматривалась возможность двух коррекций траектории: через 15 и через 70 ч после старта. КТДУ включалась на торможение через 89,5 ч после старта и работала 9 мин 30 с, обеспечивая перевод «Л. о.» на начальную селеноцентрическую орбиту, при обращении по которой производилась проверка фотоустановки. Через несколько суток КА переводился на орбиту с более низким периселением и начиналось фотографирование выбранных участков. Съёмка продолжалась примерно 14 сут. Часть снимков обрабатывалась и передавалась на Землю немедленно для экспресс-анализа с целью внесения (если это оказывалось необходимым) коррекций в режим работы фотоустановки. В осн. обработка снимков и передача их на Землю производились по завершении фотографирования и продолжались неск. недель. После передачи снимков «Л. о.» ещё в течение неск. месяцев использовался для изучения метеорной и радиационной обстановки у Луны, исследования гравитац. поля Луны, а также для юстировки станций слежения и испытаний бортового оборудования. После того как запас сжатого азота в бортовой системе ориентации уменьшался до критич. уровня, с Земли подавалась команда на включение КТДУ для торможения КА с таким расчётом, чтобы он упал на Луну. Делалось это для очищения окололунного пространства, а также для освобождения частотного диапазона, в к-ром велась связь с КА. *Д. Ю. Гольдовский.*

ЛУ́ННАЯ ЭКСПЕДИ́ЦИЯ — полёт группы людей к Луне с высадкой на её поверхность и возвращением на Землю; коллектив участников такого полёта. Задачами Л. э. могут являться: исследования Луны, Солнечной системы, космич. пространства и его объектов; проведение физико-технич. и технологич. экспериментов; отработка технич. средств будущих экспедиций и др. Л. э. для решения частных, ограниченных задач, как правило, кратковременны и могут обеспечиваться одним или неск. КК. Исследования, направленные на комплексное изучение Луны, определение её природных ресурсов, перспектив возможного использования и практич. освоения, должны предусматривать участие большого числа взаимодействующих средств. Л. э., напр., могут включать: околоземную орбит. станцию, трансп. корабли для перелётов между орбитами ИСЗ и ИСЛ, лунную орбит. станцию, КК для доставки исследователей с орбиты ИСЛ на Луну и обратно. Проведению комплексных Л. э. предшествовали запуски автоматич. КА (см. «*Рейнджер*», «*Сервейор*», «*Лунар орбитер*»).

При проведении Л. э. использовалось разнообразное науч. оборудование, в состав к-рого входили неск. фото- и кинокамер, камеры цветного ТВ, науч. приборы, предназнач. для установки на поверхности Луны, радиоизотопная энергетич. установка для обеспечения их длит. работы, буровые инструменты и грунтоносы, а также ручной инструмент, используемый космонавтами при селенологич. исследованиях (лопатка, решётчатый совок, захват, молоток, щётка для очистки образцов лунного грунта, пружинные весы и др.).

Выходя на поверхность Луны, участники Л. э. передавали по радио свои впечатления о необыкновенных условиях, в к-рых им приходилось двигаться и работать. Большой интерес представили их непосредств. впечатления о лунном грунте, визуальная оценка его свойств и наблюдения при погружении в грунт грунтоносов, укреплении флагштока, движении по горизонтальным и наклонным участкам, преодолении рыхлых валов, окружающих кратеры.

В 1969—72 предприняты семь амер. Л. э. с использованием КК «Аполлон-11» — «Аполлон-17»; шесть Л. э. были успешными (см. табл.). В каждой участвовали три космонавта: двое совершали посадку на Луну в лунной кабине (ЛК), а третий оставался в основном блоке (ОБ) на орбите ИСЛ. Л. э. с использованием одноразовых средств были кратковременными (максимальная продолжительность пребывания на Луне 74 ч 59 мин). Этим Л. э. предшествовали полёты КК «Аполлон-8» и «Аполлон-10» с выходом на орбиту ИСЛ, но без посадки на Луну. «Аполлон-8» (космонавты Ф. *Борман*, Дж. *Ловелл* и У. *Андерс*) использовался для отработки таких элементов Л. э., как полёт по трассе Земля — Луна, выход на орбиту ИСЛ, коррекции этой орбиты, переход на трассу полёта к Земле и вход в атмосферу со *второй космической скоростью*. «Аполлон-8» (без ЛК) был запущен 21.12.1968, совершил 10 витков по орбите ИСЛ (макс. расстояние от поверхности Луны 112 км) и возвратился на Землю спустя 6 сут 3 ч 42 с после старта. Получены первые ТВ и фотоснимки Луны с близкого расстояния. «Аполлон-10» (космонавты Т. *Стаффорд*, Дж. *Янг* и Ю. *Сернан*) использовался для отработки таких элементов Л. э., как перестроение отсеков после вывода на трассу Земля — Луна и маневрирование ЛК в автономном полёте после отделения от ОБ на орбите ИСЛ. «Аполлон-10» был запущен 18.5.1969 и совершил 31 виток по орбите ИСЛ. Отделившаяся на этой орбите ЛК с космонавтами Стаффордом и Сернаном на борту в автономном полёте совершила 4 витка по орбите ИСЛ при миним. расстоянии от поверхности Луны 15 км. После отделения посадочной ступени ЛК была обеспечена встреча и стыковка взлётной ступени (ВС) ЛК с ОБ, Стаффорд и Сернан перешли в ОБ, ВС отделилась, а ОБ перешёл на траекторию полёта к Земле. Космонавты возвратились на Землю через 8 сут 3 мин 23 с после старта.

КК «Аполлон-11» стартовал к Луне 16.7.1969 в 13 ч 32 мин по Гринвичу. Стартовая масса РН с КК 2904,93 т. «Аполлон-11» включал ОБ «Колумбия» и ЛК «Орёл». Осн. задача этой первой в истории космонавтики Л. э. — отработка посадки на Луну и старта с Луны, выход экипажа ЛК на лунную поверхность, проведение непосредств. исследований Луны с участием человека, установка на Луне науч. приборов и доставка на Землю образцов лунного грунта. Полёт проходил по программе, общей для всех Л. э. на КК «Аполлон». После отделения на орбите ИСЛ ЛК (с Н. *Армстронгом* и Э. *Олдрином* на борту) от ОБ началась посадка в автоматич. режиме, но на конечном участке Армстронг взял управление на себя, т. к. полёт в автоматич. режиме привёл бы к посадке в кратер, заполненный камнями размером до 3 м. Посадка была произведена в 330 м от этого кратера. На дополнит. манёвры в ручном режиме был израсходован почти весь резервный запас топлива ДУ посадочной ступени ЛК. Время посадки 20 ч 17 мин 42 с по Гринвичу 20.7.1969. Армстронг ступил на Луну 21.7.1969 в 2 ч 56 мин 20 с со словами: «Это небольшой шаг для человека, но огромный скачок для человечества». На Луне были установлены сейсмометр и *уголковый отражатель* лазерного излучения, а также ловушка солнечного ветра, к-рая после экспозиции была возвращена на Землю. Космонавты совершили по одному выходу на поверхность Луны длительностью 2 ч 31 мин 40 с (Армстронг) и 2 ч 15 мин (Олдрин). Макс. удаление от ЛК со-

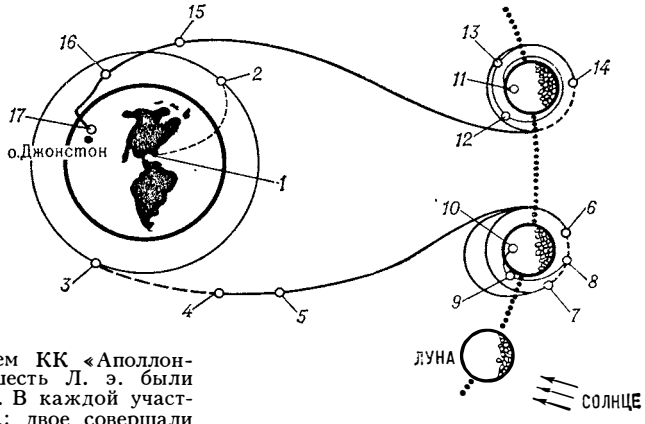


Схема полёта КК «Аполлон» на Луну с возвращением на Землю: *1* — пуск РН «Сатурн-5» (с КК «Аполлон») с космодрома; *2* — выход третьей ступени РН с КК на орбиту ИСЗ; *3* — пуск третьей ступени РН с КК с орбиты ИСЗ; *4* — перестроение отсеков КК; *5* — отделение КК от третьей ступени; *6* — торможение КК для выхода на начальную селеноцентрическую орбиту; *7* — переход КК на круговую селеноцентрическую орбиту; *8* — отделение лунной кабины от основного блока КК; *9* — торможение лунной кабины; *10* — посадка лунной кабины на поверхности Луны; *11* — пуск взлётной ступени лунной кабины с Луны; *12* — стыковка взлётной ступени с основным блоком КК на селеноцентрической орбите; *13* — сбрасывание взлётной ступени; *14* — переход основного блока КК на траекторию полёта к Земле; *15* — отделение спускаемого аппарата от основного блока КК; *16* — вход спускаемого аппарата в атмосферу Земли; *17* — приводнение спускаемого аппарата

КК	Дата посадки на Луну	Район и селенографические координаты места посадки	Масса доставленных на Землю образцов лунного грунта, кг
«Аполлон-11»	20.7.1969	Море Спокойствия: 0°41′15″ с. ш., 23°26′ в. д.	24,9
«Аполлон-12»	19.11.1969	Океан Бурь: 3,036° ю. ш., 23,416° з. д.	36
«Аполлон-13»	От посадки на Луну вследствие аварии отказались		
«Аполлон-14»	5.2.1971	Кратер Фра Мауро: 3°40′27″ ю. ш., 17°27′58″ з. д.	43
«Аполлон-15»	31.7.1971	Хэдли—Апеннины: 26°04′54″ с. ш., 3°39′30″ в. д.	77
«Аполлон-16»	21.4.1972	Кратер Декарт: 9°00′01″ ю. ш., 15°30′59″ в. д.	97,5
«Аполлон-17»	12.12.1972	В долине, расположенной к югу от гор Тавр и кратера Литров: 20° 9′41″ с. ш., 30°45′25,9″ в. д.	113

ставило 30 м. Во время выхода проводился ТВ репортаж. Старт с Луны и последующие операции осуществлялись в соответствии со штатной программой. После приводнения и доставки на авианосец космонавтов поместили в карантинный фургон, опасаясь того, что они могут занести на Землю опасные микроорганизмы.

КК «Аполлон-12» включал ОБ «Янки Клиппер» и ЛК «Интрепид». Осн. задачи: непосредств. исследования Луны, установка на Луне комплекта науч. приборов с питанием от изотопного генератора, доставка на Землю образцов грунта и нек-рых деталей автоматич. КА «Сервейор-3». При запуске РН КК «Аполлон-12» была гроза, и два электрич. разряда временно вывели из строя нек-рые бортовые системы. После посадки на Луну космонавты Ч. *Конрад* и А. *Бин* совершили два выхода на поверхность длительностью 3 ч 56 мин и 3 ч 49 мин, макс. удаление от ЛК 450 м. ТВ репортаж с поверхности Луны проводился только 30 мин, после чего ТВ камера вышла из строя из-за попадания на светочувствительный слой трубки прямых солнечных лучей. Старт с Луны и последующие операции осуществлялись в соответствии со штатной программой.

КК «Аполлон-13» включал ОБ «Одиссея» и ЛК «Аквариус». Задачи примерно те же, что у КК «Аполлон-12». Расчётный р-н посадки у кратера Фра Мауро (3° 40′ ю. ш. и 17° 27′ з. д.). На трассе Земля — Луна, когда КК находился на расстоянии 330 тыс. км от Земли и 91 тыс. км от Луны, взорвался бачок с кислородом для батарей кислородно-водородных топливных элементов. ОБ остался без электропитания (ресурс хим. батарей отсека экипажа, рассчитанных на работу при входе в атмосферу, решили не расходовать), два космонавта перешли в ЛК, третий остался в отсеке экипажа. В дальнейшем использовалась СЖО ЛК, а люки между ЛК и ОЭ были открыты, чтобы в ОЭ поступал из ЛК кислород. От перевода КК на орбиту ИСЛ и от посадки на Луну отказались. КК, двигаясь по эллиптической геоцентрич. орбите с большим эксцентриситетом, совершил облёт Луны (миним. расстояние 250 км) и возвратился к Земле. За 1,5 ч до расчётного момента приводнения все космонавты перешли в ОЭ, и было произведено отделение ЛК. ОЭ благополучно приводнился.

КК «Аполлон-14» включал ОБ «Китти-Хок» и ЛК «Антарес». Р-н посадки у кратера Фра Мауро тот же, что предусматривался для КК «Аполлон-13». Задачи Л. э. те же, но дополнительно планировались исследования локальных магнитных полей с помощью портативного магнитометра (для перевозки этого прибора и других грузов служила двухколёсная тележка), радиозондирование поверхности Луны из ОБ, находящегося на орбите ИСЛ, проведение технологич. экспериментов в ОБ на перелётной трассе и обеспечение падения на Луну последней ступени РН «Сатурн-5» с целью регистрации сейсмических колебаний сейсмометром, установл. космонавтами КК «Аполлон-12». Стыковка ОБ с ЛК при перестроении отсеков удалась только с шестой попытки. После посадки на Луну космонавты А. *Шепард* и Э. *Митчелл* совершили два выхода на её поверхность длительностью 4 ч 48 мин и 4 ч 35 мин, макс. удаление от ЛК 1,2 км. В связи с пересечённостью местности тележку с грузом приходилось в основном нести на руках, а не катить (масса тележки 9 кг, грузоподъёмность 64 кг). Старт с Луны и последующие операции осуществлялись в соответствии со штатной программой. Это была последняя Л. э., при к-рой космонавтов после приводнения помещали в карантинный фургон (никаких лунных микроорганизмов обнаружено не было).

КК «Аполлон-15» — «Аполлон-17» дополнительно несли в ОБ комплект приборов для исследований Луны с орбиты ИСЛ и автономный ИСЛ, сбрасываемый на этой орбите (кроме КК «Аполлон-17»), а в ЛК — луноход (см. *Лунный самоходный аппарат*). Задачи — исследования Луны на поверхности и с орбиты ИСЛ по расширенной программе. «Аполлон-15» включал ОБ «Индевор» и ЛК «Сокол». После посадки на Луну Д. *Скотт* и Дж. *Ирвин* совершили три выхода на её поверхность длительностью 6 ч 33 мин, 7 ч 12 мин и 4 ч 50 мин, макс. удаление от ЛК ~ 5 км. При всех выходах использовался луноход, на к-ром в общей сложности пройдено 27,2 км. Было пробурено несколько скважин (глубина до 2,7 м) для получения колонок грунта и для установки приборов, измеряющих тепловые потоки из недр Луны. Провести ТВ съёмку старта с Луны при помощи ТВ камеры, установл. на луноходе, не удалось. При приводнении схлопнулся один из трёх парашютов, и вертик. скорость достигла 9,7 м/с (расчётная 8,5 м/с). Космонавты не пострадали.

«Аполлон-16» включал ОБ «Капер» и ЛК «Орион». Задачи те же, что у КК «Аполлон-15», и, кроме того, проведение нек-рых технологич. и биологич. экспериментов. Неисправность ДУ ОБ задержала посадку на Луну на 6 ч. После посадки космонавты Янг и Ч. *Дьюк* совершили три выхода на поверхность длительностью 7 ч 11 мин, 7 ч 23 мин и 5 ч 40 мин. Макс. удаление от ЛК ~5 км. При всех выходах использовался луноход, на к-ром в общей сложности пройдено 27,1 км. Скорость передвижения достигала 17 км/ч (при спуске со склона). Были пробурены скважины глубиной до 3 м. Удалось провести ТВ съёмки старта с Луны.

«Аполлон-17» включал ОБ «Америка» и ЛК «Челленджер». Задачи те же, что у КК «Аполлон-16», за исключением доставки автономного ИСЛ. После посадки на Луну космонавты Сернан и Х. *Шмитт* совершили три выхода на поверхность длительностью 7 ч 12 мин, 7 ч 37 мин и 7 ч 15 мин. Макс. удаление от ЛК ~ 7 км. При всех выходах использовался луноход, на к-ром в общей сложности пройдено 35,7 км. Скорость передвижения достигала 18 км/ч (при спуске со склона). Были пробурены скважины глубиной до 3 м. Полётом КК «Аполлон-17» Л. э. были завершены. См. вкл. V.

Д. Ю. Гольдовский.

ЛУ́ННЫЙ КОРА́БЛЬ (ЛК) — космический корабль для полёта на Луну с высадкой космонавтов на её поверхность. Осн. особенности ЛК: наличие ДУ для гашения скорости сближения корабля с Луной, взлёта с её поверхности и проведения манёвров в космосе. ЛК имеет топливные баки значит. объёма (при использовании ЖРД масса топлива ДУ должна составлять около половины массы стартующего с Луны ЛК); посадочное устройство, выполняющее также функции «стартового стола» при взлёте корабля с Луны; систему управления движением и др. Состав и характеристики конструкции, агрегатов и бортовых систем определяются задачами, решаемыми кораблём, составом и особенностью взаимодействия средств экспедиции. ЛК включает герметич. обитаемые отсеки со средствами СЖО, шлюзования, ручной навигации и управления движением, пультами, иллюминаторами для наблюдения лунной поверхности при проведении манёвра и др.; приборные и агрегатные отсеки для размещения разнообразной аппаратуры, агрегатов систем терморегулирования, электропитания, управления, радиотехнич. комплекса, управляющих микродвигателей и др. ЛК дополнительно может оснащаться бытовыми, лабораторными и технологич. отсеками, энергетич. установками, подвижными средствами для перевозки космонавтов и грузов. Первый ЛК — лунная кабина, входившая в состав средств амер. *лунных экспедиций*. Кроме КК, совершающих посадку на Луну, к ЛК относятся КК, предназнач. для полёта по орбите ИСЛ (т. н. лунный орбит. корабль), к-рые участвуют в осуществлении лунной экспедиции или решают др. задачи.

ЛУ́ННЫЙ САМОХО́ДНЫЙ АППАРА́Т, луноход — транспортное устройство, управляемое автоматически или космонавтами, способное передвигаться по Луне и предназначенное для проведе-

ния исследования Луны. Перед сов. учёными и конструкторами при разработке и создании первого автоматич. Л. с. а. встала необходимость решения комплекса сложных проблем. Надо было создать совершенно новый тип машины, способной длит. время функционировать в необычных условиях открытого космоса на поверхности др. небесного тела. Осн. задачи: создание оптимального движителя с высокой проходимостью при малых массе и энергопотреблении, обеспечивающего надёжную работу и безопасность движения, систем дистанц. управления движением Л. с. а.; обеспечение необходимого теплового режима с помощью системы терморегулирования, поддерживающей темп-ру газа в приборных отсеках, темп-ру элементов конструкции и оборудования, расположенных внутри герметичных отсеков и вне их (в открытом космосе в периоды лунных дней и ночей), в заданных пределах; выбор источников питания, материалов для элементов конструкции; разработка смазочных материалов и систем смазок для условий вакуума и др.

Науч. аппаратура Л. с. а. должна была обеспечить: изучение топографич. и селено-морфологич. особенностей местности; определение хим. состава и физико-механич. свойств грунта; исследование радиац. обстановки на трассе перелёта к Луне, в окололунном пространстве и на поверхности Луны; изучение рентгеновского космич. излучения; эксперименты по лазерной локации Луны. Первый Л. с. а.— сов. «Луноход-1» (рис. 1), предназначенный для проведения ком-

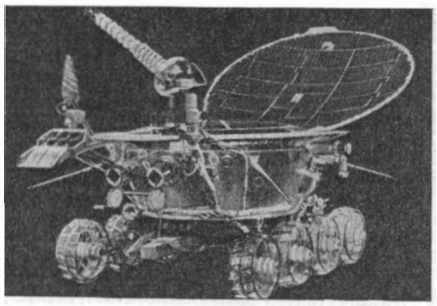


Рис. 1. «Луноход-1»

плекса научных исследований на поверхности Луны, был доставлен на Луну КА «Луна-17» (см. «*Луна*») и проработал на её поверхности почти год (с 17.11.1970 по 4.10.1971). «Луноход-1» состоит из двух частей: герметичного приборного отсека с аппаратурой и самоходного шасси. Масса «Лунохода-1» 756 кг, длина (с открытой крышкой) 4,42 м, ширина 2,15 м, высота 1,92 м. Приборный отсек служит для размещения аппаратуры бортовых систем и защиты её от воздействия внеш. среды в условиях космоса. Имеет форму усечённого конуса с выпуклыми верхним и нижним днищами. Корпус отсека изготовлен из магниевых сплавов, обеспечивающих достаточные прочность и лёгкость. Верхнее днище отсека используется как радиатор-охладитель в системе терморегулирования и закрывается крышкой. В период лунной ночи крышка закрывает радиатор и препятствует отводу теплоты из отсека благодаря тепловому излучению радиатора. В течение лунного дня крышка открыта, и элементы СБ, расположенные на её внутр. стороне, обеспечивают подзарядку аккумуляторов, питающих бортовую аппаратуру электроэнергией.

В приборном отсеке размещены системы терморегулирования, электропитания, приёмные и передающие устройства радиокомплекса, приборы системы дистанц. управления и электронно-преобразоват. устройства науч. аппаратуры. В передней части расположены: иллюминаторы ТВ камер, электрич. привод подвижной остронаправл. антенны, служащей для передачи на Землю ТВ изображений лунной поверхности; малонаправл. антенна, обеспечивающая приём радиокоманд и передачу телеметрич. информации, науч. приборы и оптич. *уголковый отражатель*, изготовленный во Франции. По левому и правому бортам установлены: 2 панорамные телефотокамеры (причём в каждой паре одна из камер конструктивно объединена с определителем местной вертикали), 4 штыревые антенны для приёма радиокоманд с Земли. Для подогрева газа, циркулирующего внутри аппарата, служит изотопный источник тепловой энергии. Рядом с ним расположен прибор для определения физико-механич. свойств лунного грунта.

Резкие температурные перепады при смене дня и ночи на поверхности Луны, а также большая разница темп-р между деталями аппарата, находящимися на солнечной стороне и в тени, обусловили необходимость разработки спец. системы терморегулирования. При низких темп-рах в период лунной ночи для обогрева приборного отсека автоматически прекращается циркуляция газа-теплоносителя по контуру охлаждения и газ направляется в контур подогрева.

Система электропитания лунохода состоит из СБ и хим. буферных батарей, а также приборов автоматич. управления. Управление приводом СБ осуществляется с Земли; при этом крышка может быть установлена на любой угол в пределах от 0 до 180°, необходимый для макс. использования солнечного излучения.

Бортовой радиокомплекс обеспечивает приём команд из Центра управления и передачу информации с борта аппарата на Землю. Ряд систем радиокомплекса используется не только при работе на поверхности Луны, но и на участке перелёта с Земли на Луну. Две ТВ системы Л. с. а. служат для решения самостоят. задач. Система малокадрового ТВ предназначена для передачи на Землю ТВ изображений местности, необходимых экипажу, управляющему с Земли движением Л. с. а. Возможность и целесообразность применения такой системы, для к-рой характерна более низкая по сравнению с вещательным ТВ стандартом скорость передачи изображения, была продиктована специфич. лунными условиями. Осн. из них — медленное изменение ландшафта при движении лунохода. Вторая ТВ система служит для получения панорамного изображения окружающей местности и съёмки участков звёздного неба, Солнца и Земли с целью астроориентации. Система состоит из четырёх панорамных телефотокамер.

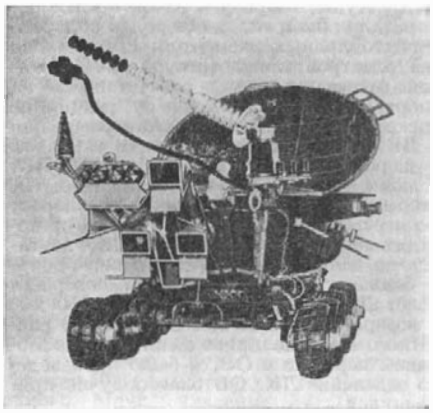
Самоходное шасси предназначено для перемещения Л. с. а. по поверхности Луны. Характеристика шасси: число колёс — 8 (все ведущие); колёсная база — 170 мм; колея — 1600 мм; диаметр колеса по грунтозацепам — 510 мм; ширина колеса — 200 мм; отношение массы шасси к полной массе Л. с. а.— $^1/_9$. Шасси выполнено т. о., чтобы Л. с. а. имел высокую проходимость и надёжно работал в течение длит. времени при миним. собств. массе и потребляемой электроэнергии. Шасси обеспечивает передвижение Л. с. а. вперёд (с двумя скоростями) и назад, повороты на месте и в движении. Оно состоит из ходовой части (упругая подвеска и движитель), блока автоматики, системы безопасности движения, прибора и комплекса датчиков для определения механич. свойств грунта и оценки проходимости шасси. Поворот достигается за счёт различной частоты вращения колёс правого и левого бортов и изменением направления их вращения. Торможение осуществляется переключением тяговых электродвигателей шасси в режим электродинамич. торможения. Для удержания Л. с. а. на уклонах и его полной остановки включаются дисковые тормоза с электромагнитным управлением. Блок автоматики управляет движением Л. с. а. по радиокомандам с Земли, измеряет и контролирует осн. параметры самоходного шасси и автоматич. работу приборов для исследования механич. свойств лунного грунта. Система безопасности движения обеспечивает автоматич. остановку лунохода при предельных углах крена и дифферента и перегрузках электродвигателей колёс.

Прибор для определения механич. свойств лунного грунта позволяет оперативно получать информацию о грунтовых условиях движения. Пройденный путь определяется по числу оборотов ведущих колёс. Для учёта их пробуксовки вносится поправка, определяемая с помощью свободно катящегося девятого колеса, к-рое специальным приводом опускается на грунт и поднимается в исходное положение. Управление аппаратом осуществляется из Центра дальней космич. связи экипажем в составе командира, водителя, штурмана, оператора, бортинженера.

Режим движения выбирался в результате оценки ТВ информации и оперативно поступающих телеметрических данных о крене, дифференте, пройденном пути, состоянии и режимах работы приводов колёс. В условиях космич. вакуума, радиации, значит. перепадов темп-р и сложного рельефа местности по трассе движения все системы и науч. приборы лунохода функционировали нормально, обеспечив выполнение как основной, так и дополнит. программ науч. исследований Луны и космич. пространства, а также инженерно-конструкторских испытаний.

«Луноход-1» детально обследовал лунную поверхность на площади 80 000 м². С помощью ТВ систем было получено

Рис. 2. «Луноход-2»



более 200 панорам и св. 20 000 снимков поверхности. Более чем в 500 точках по трассе движения изучались физико-механич. свойства поверхностного слоя грунта, а в 25 точках проведён анализ его хим. состава. Пройденное расстояние 10 км 540 м. Длительность активного функционирования «Лунохода-1» составила 301 сут 6 ч 37 мин; прекращение работы было вызвано выработкой ресурсов его изотопного источника теплоты. В конце работы он поставлен на практически горизонтальной площадке в такое положение, при к-ром уголковый отражатель обеспечил многолетнее проведение лазерной локации его с Земли.

16.1.1973 с помощью автоматич. станции «Луна-21» в р-н восточной окраины Моря Ясности (древний кратер Лемонье) был доставлен «Луноход-2» (рис. 2). Выбор указанного р-на посадки диктовался целесообразностью получения новых данных из сложной зоны сочленения моря и материка. Усовершенствование конструкции и бортовых систем, а также установка дополнит. приборов и расширение возможностей аппаратуры позволили значительно повысить манёвренность и выполнить большой объём науч. исследований. За 5 лунных дней в условиях сложного рельефа «Луноход-2» прошёл расстояние 37 км.

Амер. космонавты в 1971—72 при трёх последних лунных экспедициях на КК «Аполлон-15», «Аполлон-16» и «Аполлон-17» (см. *«Аполлон»*, *Лунная экспедиция*) использовали для передвижения по поверхности Луны в р-не посадки Л. с. а. «Ровер» (рис. 3), доставляемый на Луну в одном из отсеков лунной кабины. Двухместный Л. с. а.— четырёхколёсный, рассчитан на управление космонавтами. Проектная макс. скорость 13 км/ч, фактически была достигнута скорость 18 км/ч (при спуске со склона). Ресурс хода 65 км (фактич. пробег составил: при полёте корабля «Аполлон-15» — 27,2 км, «Аполлон-16» — 27,1 км, «Аполлон-17» — 35,7 км). Радиус разворота 6 м, тормозной путь ~ 3 м. Л. с. а. рассчитан на преодоление склонов крутизной до 20°, препятствий выс. до 0,3 м и трещин шириной до 0,7 м. Макс. допустимый крен и дифферент 45°. Тормоза должны удерживать Л. с. а. на склоне крутизной до 35°.

Масса нагружённого Л. с. а. 725 кг (в т. ч. собственно «Ровер» — 211, космонавты с ранцевыми системами жизнеобеспечения — 364, науч. приборы — 54, съёмочное и связное оборудование — 69, образцы лунных пород и пр.— остальное). Длина Л. с. а. 3,1 м, ширина 2,1 м, выс. 1,1 м, ширина колеи 1,83 м, ширина каждого из четырёх колёс 0,23 м, диаметр колеса 0,81 м. Рама Л. с. а. и кресла космонавтов трубчатой конструкции из алюм. сплава, сиденья и спинки из нейлона. Полосы клейкого материала на спинке позволяют фиксировать ранцевую систему жизнеобеспечения; предусмотрены также привязные ремни из ребристого нейлона и пылезащитные крылья. Подвеска колёс торсионная. Все колёса ведущие. Ободья сплетены из проволоки диам. 0,84 мм с цинковым покрытием. К ободу приклёпаны полосы из титанового сплава для защиты от истирания и улучшения сцепления с грунтом. В ступицу вмонтирован электродвигатель мощностью 183,9 Вт, связанный с одноступенчатым редуктором (передаточное число 80 : 1). Дополнительно имеются передний и задний электродвигатели (по 73,5 Вт, передаточное число редуктора 257 : 1), соединённые с колёсами спец. тягами и обеспечивающие разворот. Для электропитания Л. с. а. служат две неподзаряжаемые серебряно-цинковые батареи, ресурс каждой 121 А·ч, мощность 150 Вт, номинальное напряжение 36 В, рабочая темп-ра 4—52 °С. В целях теплозащиты верх. поверхность батарей, бортовой ЦВМ и пульта управления Л. с. а. облицованы зеркальными пластинами из спечённой двуокиси кремния. На пульте размещены: спидометр (градуированный от 0 до 20 км/ч); индикатор дифферента и крена (градуированный от + 25° до —25°); индикатор курса с азимутальным лимбом и цифровыми указателями азимута, пройденного пути и удаления от лунной кабины по прямой; панель аварийной системы сигнализации о выходе из строя батарей, электродвигателей и др. Для управления «Ровером» служит штурвальная колонка самолётного типа, расположенная между креслами, чтобы ею мог управлять любой космонавт. Отклонением колонки вперёд — назад регулируется скорость хода, поворотом относительно оси — поворот Л. с. а. Кнопка в основании колонки служит для переключения с переднего на задний ход. Торможение Л. с. а. производится изменением направления тока в электродвигателях. В качестве запасных средств используются тормозные колодки и барабанный тормоз. Извлечение Л. с. а., установка его на грунт и приведение в рабочее положение обеспечиваются одним космонавтом.

Рис. 3. Луноход «Ровер»

На «Ровере» размещена остронаправленная антенна с параболич. отражателем диам. 96,5 см для передачи ТВ изображения непосредственно на Землю, а также малонаправленная антенна для голосовой связи с Землёй и передачи телеметрич. информации. Остронаправленная антенна используется только во время стоянки Л. с. а. и требует предварит. наведения на Землю с помощью телескопич. прицела (визира). Передача ТВ во время движения не ведётся. В передней части Л. с. а. смонтирована ТВ камера, кино- и фотокамеры. Управление ТВ камерой (включение и выключение, наведение по азимуту и углу места, панорамирование, изменение фокусного расстояния) может осуществляться космонавтами и по командам с Земли. ТВ камера «Ровера» использовалась для съёмки старта взлётной ступени лунной кабины с Луны, а после отлёта космонавтов — для астрономич. наблюдений и регистрации взрывов сейсмических зарядов, оставленных космонавтами на Луне.

Дж. Лусма

В. А. Ляхов

«Ровер» показал общую высокую эксплуатац. надёжность (мелкие неполадки, напр. выход из строя рулевого управления передних колёс или поломка пылезащитного крыла, сравнительно легко устранялись космонавтами, использовавшими рекомендации специалистов, находившихся на Земле). Л. с. а. расширил возможности обследования р-на посадки и значительно облегчил работу космонавтов на Луне.

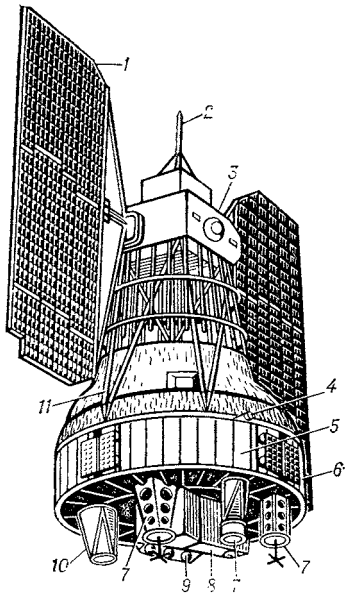
ЛУНОЛЁТ — КА для полётов над поверхностью Луны с целью доставки космонавтов и оборудования из одного района Луны в другой. Использование Л. целесообразно в р-нах со сложным рельефом, в к-рых невозможно или малоэффективно применение *лунных самоходных аппаратов*. Опубликовано неск. проектов Л., в т. ч. Л. с герметичной кабиной, Л. ранцевого типа и Л. с открытой платформой для двух космонавтов (был создан экспериментальный вариант с ЖРД, работающим на продуктах разложения перекиси водорода, тяга 2,7 кН, время полёта ~ 20 с, масса без топлива и космонавтов ~ 70 кг).

ЛУНОХО́Д — см. *Лунный самоходный аппарат*.

ЛУ́СМА (Lousma) Джэк (р. 1936) — космонавт США, полковник морской пехоты. В 1959 окончил Мичиганский ун-т, получив учёную степень бакалавра наук по авиастроению. С 1959 служил в мор. авиации США. По окончании военно-мор. школы повышения квалификации получил диплом авиац. инженера (1965). С 1966 в группе космонавтов НАСА. 28 июля — 25 сент. 1973 совм. с А. *Бином* и О. *Гэрриотом* совершил полёт в качестве члена 2-го экипажа орбит. станции «Скайлэб». Полёт продолжался 59 сут 11 ч 9 мин 4 с; выходил 2 раза в открытый космос (общее время 11 ч 1 мин). 22 — 30 марта 1982 совм. с Ч. *Фуллертоном* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Колумбия») в качестве командира. Полёт продолжался 8 сут 4 мин 49 с. За 2 рейса в космос налетал 67 сут 11 ч 13 мин 53 с. Почётный доктор наук по астронавтике Мичиганского ун-та. Награждён 2 золотыми медалями НАСА «За выдающиеся заслуги».

«ЛЭ́НДСАТ» (англ. Landsat, сокр. от Land Satellite — спутник для изучения Земли) — наименование американских экспериментальных ИСЗ для исследования природных ресурсов; прежнее назв. «ЭРТС». Масса ИСЗ 891 кг, в т. ч. полезный груз 235 кг. ИСЗ «Л.», созданный на базе ИСЗ *«Нимбус»*, состоит из блока служебных систем и блока с полезным грузом, соединённых трубчатой конструкцией, имеющей форму усечённой пирамиды. Выс. «Л.» 3 м, диаметр цилиндрич. блока с полезным грузом

1,5 м. Электропитание (512 Вт) от СБ, располож. на двух панелях (размах 3,36 м), и восьми аккумуляторных никель-кадмиевых батарей. Трёхосная система ориентации включает 2 ИК датчика земного горизонта и гироскопич. приборы, исполнит. органы — маховики и микродвигатели, работающие на хладоне. Для коррекции орбиты служат микродвигатели тягой по 5 Н, работающие на продуктах разложения гидразина. В системе терморегулирования применяются жалюзи, нагреватели, радиаторы, многослойная теплоизоляция. Передатчики работают в сантиметровом, приёмники — в метровом диапазоне (154, 2 МГц). На ИСЗ «Л.-1» и «Л.-2» установлен комплект из трёх кадровых ТВ камер RBV и четырёхканальная оптико-механич. сканирующая ТВ камера MSS. Камеры RBV (масса 72 кг) потребляют мощность 151 Вт. Расчётное разрешение 80 м. Рабочие диапазоны трёх камер 0,475—0,575; 0,580—0,680; 0,690—0,830 мкм. Камера MSS (масса 45,4 кг) потребляет мощность 65 Вт. Расчётное разрешение 70 м. Рабочие диапазоны 0,5—0,6; 0,6—0,7; 0,7—0,8; 0,8—1,1 мкм. На ИСЗ «Л.-3» установлен комплект из двух камер RBV, работающих в спектральном диапазоне 0,505—0,750 мкм с разрешением до 40 м, и пятиканальная камера MSS (дополнительный канал 10,4—12,6 мкм) с разрешением 80 м по осн. четырём каналам и 237 м по дополнит. каналу. Получаемые камерами RBV и MSS изображения регистрируются двумя устройствами для видеозаписи.



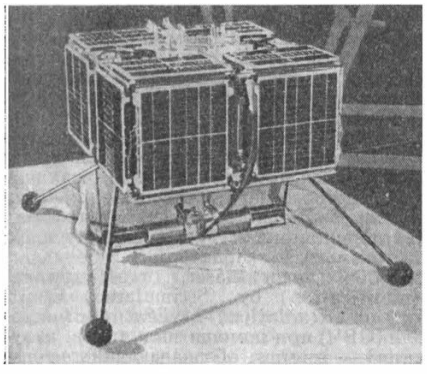
ИСЗ «Лэндсат»: *1* — панель солнечных батарей; *2* — командная антенна метрового диапазона; *3* — блок служебных систем; *4* — микродвигатель системы коррекции орбиты; *5* — жалюзи системы терморегулирования; *6* — блок полезного груза, *7* — антенны; *8* — камера MSS; *9* — комплект камер RBV; *10* — датчик системы ориентации; *11* — трубчатая конструкция

ИСЗ «Л.» осуществляет также ретрансляцию информации от автоматич. наземных измерит. станций и способен одновременно принимать её от всех станций, находящихся в зоне видимости (область диам. ~ 3000 км с подспутниковой точкой в центре). Опрос каждой станции может производиться дважды в сутки.

Информация, получаемая от ИСЗ «Л.», используется в геологии, сельском и лесном х-ве, океанографии, гидрологии, метеорологии и др. Для обработки её создан спец. центр при н.-и. центре им. Р. Годдарда, к-рый на коммерч. основе предоставляет обработанную информацию потребителям в США и за рубежом. Канада, Италия и Бразилия создали станции для приёма информации непосредственно с борта ИСЗ «Л.», за что выплачивают США определ. суммы. Стр-во таких станций запланировано также Аргентиной, Заиром, Индией и др. «Л.» запускаются РН «Торад-Дельта». ИСЗ «Л.-1» выведен 23.7.1972 на солнечно-синхронную орбиту с выс. в перигее 901 км, выс. в апогее 933 км, наклонением 99,125°; период обращения 103 мин. ИСЗ «Л.-2» выведен 22.1.1975 на орбиту с выс. в перигее 912 км, выс. в апогее 918 км, наклонением 99,09°; период обращения 104 мин. ИСЗ «Л.-3» выведен 5. 3. 1978 на круговую орбиту выс. 917 км и наклонением 99°; период обращения 103 мин. ИСЗ «Л.-4» («Л.-Д»), принадлежащий к серии ИСЗ «*ММС*», выведен 16.7.1982 на орбиту с выс. в перигее 685 км, выс. в апогее 712 км, наклонением 98,2°, период обращения 98,6 мин. На ИСЗ установлена камера, обеспечивающая разрешение 30 м.

ЛЯХОВ Владимир Афанасьевич (р. 1941) — космонавт СССР, полковник, дважды Герой Сов. Союза (1979, 1983), лётчик-космонавт СССР (1979, 1983). Чл. КПСС с 1963. После окончания в 1964 Харьковского высшего воен. авиац. уч-ща лётчиков служил в ВВС. В 1975 окончил Военно-возд. академию им. Ю. А. Гагарина. С 1967 в отряде космонавтов. 25 февр.— 19 авг. 1979 совм. с В. В. *Рюминым* совершил полёт на КК «Союз-32» и орбит. станции «Салют-6» (в качестве командира). Во время полёта, продолжавшегося 175 сут 35 мин 37 с, к орбит. станции пристыковывались беспилотный КК «Союз-34» и 3 грузовых трансп. КА типа «Прогресс». Возвратился на КК «Союз-34». 27 июня — 23 нояб. 1983 совм. с А. П. *Александровым* совершил полёт на КК «Союз Т-9» и орбит. станции «Салют-7» (в качестве командира) с пристыков. ИСЗ «Космос-1443». Полёт продолжался 149 сут 10 ч 46 мин. За 2 рейса в космос налетал 324 сут 11 ч 21 мин 37 с. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР. Награждён 2 орденами Ленина и медалями. Портрет на стр. 227.

«МА́ГИОН» (сокр. от *магнитосфера* и *ионосфера*) — наименование чехословацкого ИСЗ для исследования пространственной структуры низкочастотных электромагнитных полей в околоземном космическом пространстве. Масса «М.» — 15 кг. Корпус «М.» — призма (в основании квадрат со стороной 0,3 м), высота с антеннами 0,3 м. На боковых гранях размещены элементы СБ. ИСЗ оборудо-



ИСЗ «Магнон»

ван магнитной системой ориентации, системой телеметрии, командной радиотехнич. системой. Питание от СБ. ИСЗ выведен на орбиту 24.10.1978 совместно с ИСЗ «Интеркосмос-18», от к-рого был отделён 14.11.1978. Параметры орбиты: выс. в апогее 768 км, выс. в перигее 407 км, период обращения 96,4 мин; наклонение 83°.

МАГНИ́ТНОЕ ПО́ЛЕ ПЛАНЕ́ТЫ — магнитное поле, общее или локальное, присущее данной планете. Определяется прямыми измерениями с борта КА при пролёте его вблизи планеты или при нахождении на её поверхности, а также косвенно из наблюдения радиоизлучения планеты. Прямые измерения М. п. п. магнитометрами показали, что на поверхности Венеры напряжённость магнитного поля не превышает ~ 0,0002 земной, а на поверхности Марса её значение ~ 0,001 земной. По характеру же взаимодействия околопланетного пространства с плазмой *солнечного ветра* и по отсутствию у этих планет радиационных поясов был оценён верхний предел их магнитного момента, составляющий для Венеры $2\cdot10^{-3}\,M_З$ и для Марса $3\cdot10^{-4}\,M_З$, где $M_З \approx 6{,}4\cdot10^{21}$ А·м² — дипольный магнитный момент Земли. На основании этого был сделан вывод, что напряжённость магнитного поля на поверхности Венеры и Марса не превышает 0,1 А/м; для Земли она составляет ~ 50 А/м.

Магнитное поле Меркурия (дипольная составляющая магнитного поля, приведённая к поверхности, ~ 0,14 А/м) было обнаружено по измерениям с борта КА. Наблюдения радиоизлучения Юпитера привели к открытию у него мощных радиац. поясов, что свидетельствует о сильном общем магнитном поле. По этим данным магнитный момент Юпитера должен превышать $M_З$ в десятки тыс. раз, а напряжённость магнитного поля на полюсах планеты должна составлять тысячи А/м. Измерения, проведённые с помощью КА, дали на полюсах значение напряжённости поля ~ 1100 А/м. Сильное магнитное поле имеет Сатурн. Его дипольный момент превышает $M_З$ примерно в 600 раз. У др. планет-гигантов (Уран, Нептун) можно на основании их сходства с Юпитером предполагать существование заметного собств. магнитного поля, однако уверенных свидетельств этого пока не получено. Нет данных и о магнитном поле Плутона. Предполагают, что М. п. п. обусловлено вихревыми токами в жидком электропроводящем ядре планеты. Подробнее о М. п. п. см. в ст. о соответствующих планетах.

МАГНИ́ТНЫЕ БУ́РИ — сильные возмущения магнитного поля Земли, резко нарушающие плавный суточный ход элементов *земного магнетизма*. М. б. длятся от неск. ч до неск. сут и наблюдаются одновременно на всей Земле. С наибольшей интенсивностью они проявляются в высоких широтах. В ср. широтах изменения напряжённости геомагнитного поля во время М. б. колеблются в пределах от 0,1 до 1 А/м. Как правило, М. б. состоят из предварительной, начальной и гл. фаз, а также фазы восстановления. В предварительной фазе наблюдаются незначит. изменения геомагнитного поля (в осн. в высоких широтах), а также возбуждение характерных короткопериодич. колебаний поля. Начальная фаза характеризуется внезапным изменением отд. составляющих поля на всей Земле, а гл.— большими колебаниями напряжённости поля и сильным уменьшением её горизонтальной составляющей. В фазе восстановления М. б. характеристики поля возвращаются к своему нормальному значению. В возмущённом геомагнитном поле обычно выделяют апериодич. вариацию, полярные магнитные суббури, проявляющиеся в ср. широтах в виде бухтообразных возмущений, специфические короткопериодич. колебания и др. виды вариаций.

М. б. вызываются потоками солнечной плазмы из активных областей Солнца, накладывающимися на спокойный *солнечный ветер*. Поэтому М. б. чаще наблюдаются вблизи максимумов 11-летнего цикла *солнечной активности*. Достигая Земли, потоки солнечной плазмы увеличивают сжатие *магнитосферы*, вызывая начальную фазу М. б., и частично проникают внутрь магнитосферы Земли. Попадание частиц высоких энергий в *атмосферу верхнюю* Земли и их воздействие на магнитосферу приводят к генерации и усилению в ней электрич. токов, достигающих наибольшей интенсивности в полярных областях *ионосферы*, с чем связано наличие высокоширотной зоны магнитной активности. Изменения магнитосферно-ионосферных токовых систем проявляются на поверхности Земли в виде иррегулярных магнитных возмущений.

Попавшие во время М. б. в *радиационный пояс Земли* солнечные протоны с энергиями от $1{,}6\cdot10^{-16}$ до $1{,}6\cdot10^{-14}$ Дж (от 1 до 100 кэВ) создают на расстоянии 3—6 радиусов Земли от её центра экваториальное токовое кольцо, магнитное поле к-рого ослабляет геомагнитное поле в гл. фазе М. б. Распад кольцевого тока в результате столкновений протонов с нейтральными атомами водорода атмосферы Земли и возникновения неустойчивости в плазме приводит к экспоненциальному затуханию магнитного поля тока в фазе восстановления.

М.б.— одно из осн. проявлений более общего геофиз. процесса — магнитосферной бури. Она сопровождается возникновением в верх. атмосфере Земли *полярных сияний*, ионосферных возмущений, рентгеновского излучения и *низкочастотного излучения магнитосферы*. Во время М. б. существенно изменяются параметры слоёв ионосферы, отражающих и поглощающих радиоволны (высота их расположения, концентрация электронов и др.). В результате возникают значительные помехи в коротковолновой радиосвязи.

А. Д. Шевнин.

МАГНИ́ТНЫЙ ШЛЕЙФ Земли, магнитный хвост — область «заметаемых» на ночную сторону *солнечным ветром* магнитных силовых линий земного поля. Непосредств. измерениями установлено, что М. ш. простирается далеко за орбиту Луны (напр., КА «Марс-2, -3» зафиксировали наличие М. ш. на расстоянии ~ 20 млн. км от Земли). Его силовые линии частично замыкаются на больших расстояниях, а частично соединяются с силовыми линиями межпланетного магнитного поля (см. *Космические магнитные поля*), причём вся картина сильно нестационарна в зависимости от уровня *солнечной активности*. Сев. и юж. половины М. ш. разделены прибл. в плоскости *эклиптики* нейтральным слоем — областью пониженной напряжённости магнитного поля. Характерный размер (толщина) нейтрального слоя составляет доли земного радиуса. Напряжённость поля в М. ш. составляет 12 мА/м на расстоянии 30 земных радиусов, в то время как в нейтральном слое она меняется в пределах 0,08—1,6 мА/м. Устойчивое существование М. ш. и нейтрального слоя может быть объяснено наличием сложной системы токов.

МАГНИТОГАЗОДИНАМИ́ЧЕСКИЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ, магнитогидродинамический двигатель, МГД-двигатель — вид *электромагнитного ракетного двигателя*.

МАГНИТОГИДРОДИНАМИ́ЧЕСКИЙ ПРЕОБРАЗОВА́ТЕЛЬ — устройство для непосредственного преобразования энергии движущейся электропроводящей среды в электрическую; действие М. п.

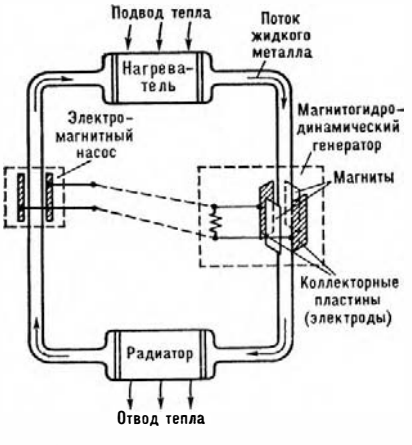


Схема магнитогидродинамического преобразователя

О. Г. Макаров

Дж. Макдивитт

основано на явлении электромагнитной индукции, т. е. на появлении эдс, в движущемся в поперечном магнитном поле проводнике, к-рым в данном случае является сама электропроводящая среда. Схематично М. п. может быть представлен в виде канала прямоугольного сечения, образованного двумя электродами и двумя полюсами магнита, по к-рому движется поток электропроводящей среды, в результате чего на электродах наводится эдс, пропорциональная напряжённости магнитного поля, скорости движения электропроводящей среды и длине канала. Электропроводящей средой могут быть инертные газы (аргон, гелий, неон при темп-рах 2000—2500°С) с присадками легко ионизируемых щелочных металлов (калий, натрий, цезий), обеспечивающими требуемую электрич. проводимость среды — в т. н. плазменных (газовых) М. п., или жидкие металлы (литий, натрий, калий при темп-рах 800 — 1000 °С) — в т. н. жидкометаллических М. п. Отсутствие движущихся частей и высокий кпд (до 70—80%) делают М. п. перспективными для применения в *системах энергопитания* КА. Использование плазменных М. п. рационально в *ядерных энергетических установках* с замкнутым циклом и высокотемпературным реактором тепловой мощностью от десятков до сотен тыс. кВт, предназначенных для питания ЭРД; уд. масса таких М. п. (на ед. мощности) оценивается значениями 0,1—1 кг/кВт. Возможно использование и плазменных М. п. открытого цикла, работающих на продуктах сгорания ЖРД. Жидкометаллич. М. п. с уровнем темп-р 800—1000° С наиболее рационально применять при работе в диапазоне электрич. мощностей от десятков до сотен кВт также в ядерных энергетич. установках КА. В них возможно использование М. п. перем. тока с питанием электрич. магнитных систем непосредственно от самого М. п. Уд. масса таких ядерных энергетич. установок (на ед. мощности) может составлять с учётом требуемой биол. защиты (в случае пилотируемых КА) 300—500 кг/кВт.

Осн. проблема при создании М. п.— получение конструкц. и электроизоляц. материалов, способных длительно работать в условиях щелочной среды при темп-рах 1000—2500 °С. Созданы наземные экспериментальные и полупромышленные установки, в к-рых проводятся интенсивные науч. исследования М. п. (в СССР, США и др. странах).

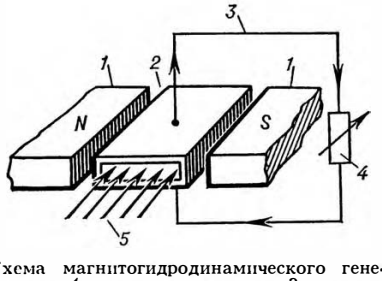
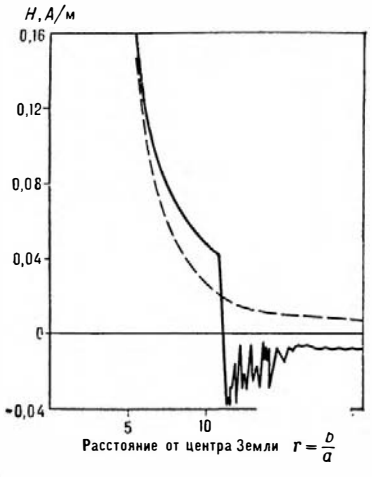


Схема магнитогидродинамического генератора: *1* — полюса магнита; *2* — канал магнитогидродинамического генератора; *3* — направление тока; *4* — электрическая нагрузка; *5* — поток электропроводящей среды

МАГНИТОПА́УЗА — граница *магнитосферы*, включая пограничный слой. М. характеризуется сравнительно резким спадом геомагнитного поля до нуля, переориентацией вектора напряжённости поля и переходом к области хаотич. (неупорядоченного) магнитного поля, в к-рой, по-видимому, осуществляется переход от геомагнитного поля к межпланетному магнитному полю (см. рис.). Характерный размер (протяжённость) М. на дневной стороне в плоскости экватора составляет ок. сотни км, протяжённость переходной области между М. и отошедшей ударной волной — 2—4 земных радиуса. Поле принимает более регулярный



Изменение геомагнитного поля в экваториальной плоскости в зависимости от расстояния от Земли (штриховая кривая показывает изменение поля магнитного диполя, сплошная кривая — изменение реального геомагнитного поля); r — расстояние от центра Земли в земных радиусах; b — расстояние от центра Земли в км; a — радиус Земли в км; H — напряжённость магнитного поля

характер после перехода через фронт ударной волны в область межпланетной плазмы; напряжённость поля в переходной области в ср. в неск. раз превышает напряжённость межпланетного поля. Течение плазмы в области М., как показывают исследования с помощью ИСЗ, имеет сложный характер и недостаточно изучено теоретически.

МАГНИТОПЛАЗМОДИНАМИ́ЧЕСКИЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — принятое в США назв. *электромагнитного ракетного двигателя*.

МАГНИТОСФЕ́РА Земли — область локализации геомагнитного поля, обтекаемого *солнечным ветром*. М. включает внутр. (замкнутую) прибл. дипольную область поля, являющуюся геомагнитной ловушкой заряж. частиц, и внеш. часть, состоящую из магнитных силовых линий, «заметаемых» солнечным ветром с дневной стороны на ночную и образующих на ночной стороне *магнитный шлейф* Земли.

Осн. условие, определяющее положение границы М.,— равенство магнитного давления земного поля и кинетич. давления солнечного ветра. Если солнечный ветер является идеально проводящей средой без магнитного поля, геомагнитное поле не может проникать в эту среду, и пограничный слой должен быть очень тонким (см. *Магнитопауза*).

В пограничном слое напряжённость поля увеличивается (по сравнению с дипольной) в результате наложения на основное геомагнитное поле поля пограничных токов, создаваемых частицами солнечного ветра. За пределами М. и пограничного слоя геомагнитное поле должно полностью нейтрализоваться полем пограничных токов. Однако наличие межпланетного магнитного поля (см. *Космические магнитные поля*), а также ряд др. причин придают пограничному слою М. «размытый» характер.

МА́ЗЕР [англ. maser, от M(icrowave) A(mplification) by S(timulated) E(mission) of R(adiation) — усиление микроволн (СВЧ) при помощи индуциров. излучения] — термин, обозначающий *квантовые усилители* и генераторы радиодиапазона. Широко применяются в приёмных системах *космической связи*.

МАКА́РОВ Олег Григорьевич (р. 1933) — космонавт СССР, дважды Герой Сов. Союза (1973, 1978), лётчик-космонавт СССР (1973), канд. технич. наук (1980). Чл. КПСС с 1961. В 1957 окончил МВТУ им. Н. Э. Баумана. Работает в КБ. С 1966 в отряде космонавтов. 27—29 сент. 1973 совм. с В. Г. *Лазаревым* совершил полёт на КК «Союз-12» (в качестве бортинженера). Полёт продолжался 1 сут 23 ч 15 мин 32 с. 5 апр. 1975 совм. с Лазаревым совершил суборбит. полёт на КК «Союз-18-1» продолжит. 21 мин 27 с. 10—16 янв. 1978 совм. с В. А. *Джанибековым* совершил полёт на КК «Союз-27» (в качестве бортинженера) и на орбит. станции «Салют-6» с пристыкованным к ней КК «Союз-26» (осн. экипаж Ю. В. *Романенко*, Г. М. *Гречко*). Полёт продолжался 5 сут 22 ч 58 мин 58 с. Возвратился на Землю на КК «Союз-26». 27 нояб.— 10 дек. 1980 совм. с Л. Д. *Кизимом* и Г. М. *Стрекаловым* совершил полёт на КК «Союз Т-3» и на орбит. станции «Салют-6» (в качестве бортинженера). Во время полёта, длившегося 12 сут 19 ч 7 мин 42 с, проводил ремонтно-профилактические работы на орбитальной станции. За 4 рейса в космос налетал 20 сут 17 ч 43 мин 39 с. Награждён 4 орденами Ленина и медалями. Почётный гражданин городов Джезказган, Ровно, Якутск.

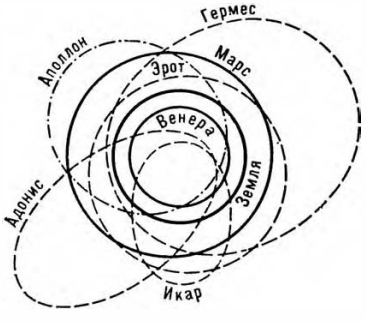
МАКДИ́ВИТТ (McDivitt) Джеймс (р. 1929) — космонавт США, бригадный генерал ВВС в отставке. Работал воен. лётчиком-испытателем. В 1959 окончил Мичиганский ун-т, получив степень бакалавра наук по авиац. технике, в 1960— школу лётчиков-испытателей на авиац. базе Эдуардс (шт. Калифорния), в 1961— школу по подготовке пилотов для аэрокосмич. исследований. С 1962 в группе космонавтов НАСА. 3—7 июня 1965 совм. с Э. *Уайтом* совершил полёт на КК «Джемини-4» в качестве командира. Полёт продолжался 4 сут 1 ч 56 мин 11 с. 3—13 марта 1969 совм. с Д. *Скоттом* и Р. *Швейкартом* совершил полёт на КК «Аполлон-9» в качестве командира. В течение испытат. полёта, продолжавшегося 10 сут 1 ч 54 с, отрабатывались стыковка с лунным отсеком и самостоятельный его полёт по околоземной орбите. За 2

рейса в космос налетал 14 сут 2 ч 57 мин 5 с. Один из руководителей программы «Аполлон» в *Центре пилотируемых полётов* им. Л. Джонсона (1969—72). Чл. Амер. ин-та аэронавтики и астронавтики, Об-ва лётчиков-испытателей. Награждён золотой медалью НАСА «За исключительные заслуги». С 1972 в отставке. Президент фирмы «Пулмен стандард компани» («Pullman Standard Co.», Чикаго).

МАЛОШУМЯ́ЩИЙ УСИЛИ́ТЕЛЬ — усилитель с малым уровнем собственных шумов. Для космич. техники характерно применение М. у. СВЧ диапазона во входных устройствах бортовых и наземных приёмников. При этом обычно используют охлаждаемые (напр., жидким гелием, азотом) *мазеры*, *параметрические усилители* (ПУ), а также усилители на туннельных диодах (УТД). В бортовых приёмниках КА используют, как правило, УТД и неохлаждаемые ПУ. Применение М. у. позволяет увеличить дальность связи (при той же мощности передатчика). См. также *Шумы радиоприёмника*.

МА́ЛЫЕ ПЛАНЕ́ТЫ, или астероиды (т. е. звездоподобные) — космические тела размером в поперечнике от тысячи километров и меньше, обращающиеся вокруг Солнца по эллиптическим орбитам, расположенным преимущественно между орбитами Марса и Юпитера. Наименьшие М. п., доступные фотографированию в крупнейшие телескопы, имеют меньше 1 км в поперечнике. Число М. п. быстро возрастает от крупных к мелким.

Первая М. п. Церера была открыта случайно 1.1.1801. К 1984 определены точные орбиты ~ 2000 М. п. Приближённые орбиты, недостаточно точные для повторных наблюдений, известны для



Орбиты некоторых малых планет

~ 4000 М. п. Общее число М. п., доступных наблюдениям, оценивается в 100 000. Их суммарная масса меньше $^1/_{1000}$ массы Земли.

У подавляющего большинства М. п. большие полуоси их орбит заключены между 2,2 и 3,6 а. е. Они образуют т. н. кольцо, или пояс М. п. (астероидов). Орбиты М. п. в среднем более вытянуты и более наклонены к эклиптике, чем орбиты больших планет. Известно неск. десятков М. п., движущихся по орбите Юпитера и образующих две устойчивые группы — одну на угловом расстоянии 60° впереди планеты, др.— позади планеты (т. н. Троянцы). У М. п. Гидальго, имеющей орбиту с большой полуосью в 5,8 а. е. и большим эксцентриситетом, афелий расположен дальше орбиты Сатурна, но благодаря большому наклону орбиты сближений Гидальго с Сатурном не происходит. Ещё дальше от Солнца движется открытый в 1977 Хирон. Его орбита проходит в осн. между орбитами Сатурна и Урана, но в перигелии заходит внутрь орбиты Сатурна. Нек-рые М. п. имеют небольшие вытянутые орбиты, приближающиеся к орбите Земли (группа Амура) или даже заходящие внутрь неё (группа Аполлона). М. п. Икар заходит даже внутрь орбиты Меркурия. М. п. группы Аполлона и отчасти Амура могут сближаться с Землёй и изредка даже сталкиваться с ней, образуя гигантские «метеоритные» кратеры. В 1976—77 были открыты две М. п. с большими полуосями орбит несколько меньше 1 а. е. Сближение КА с подобными М. п. и причаливание к ним представляют наименьшие технические трудности.

Орбиты М. п. непрерывно слегка изменяются под действием притяжения планет, а при редких сближениях с большими планетами происходят значительные изменения орбит. В кольце М. п. изредка происходят их столкновения друг с другом, сопровождающиеся дроблением. У нек-рых М. п. их неправильная обломочная форма (а также пятнистость поверхности) проявляется в периодич. изменениях блеска, что вдобавок указывает на осевое вращение М. п. (периоды от 2,3 до 19 ч).

В 70-е гг. размеры и отражат. способности крупнейших М. п. определены радиометрич. методом (по измерению ИК излучения и сравнению его с кол-вом отражённого света) и поляриметрич. методом (на основе эмпирич. зависимости поляризации отражённого света от отражат. способности поверхности). Получены сведения о 187 М. п. размером от 70 км и выше, 14 оказались крупнее 250 км и 14 имеют диам. 200—250 км. Крупнейшие М. п.: Церера — 1003 км, Паллада — 608 км, Веста — 538 км и Гигея — 450 км. Отражат. способности М. п. заключены в широких пределах от 2 до 40%.

Спектрофотометрич. наблюдения М. п. показали, что почти все они похожи по отражат. свойствам на метеориты тех или иных типов. Только у Весты поверхность похожа по этим свойствам на базальты.

Одно время М. п. считали обломками планеты, якобы некогда существовавшей между Марсом и Юпитером. Однако малая суммарная масса М. п. и отсутствие причин для распада планеты привели к отказу от этой гипотезы. Теперь считают, что М. п. никогда не составляли единого тела.

В течение мн. десятилетий М. п. с типичными орбитами присваивали женские имена, а М. п. с особыми орбитами — мужские. Последние годы это правило строго не соблюдается. См. *Солнечная система*. *Б. Ю. Левин.*

МА́ЛЫШЕВ Юрий Васильевич (р. 1941) — космонавт СССР, полковник, Герой Сов. Союза (1980), лётчик-космонавт СССР (1980). Член КПСС с 1964. В 1963 окончил Харьковское высшее воен. авиац. уч-ще лётчиков. Служил в ВВС. С 1967 в отряде космонавтов. 5—9 июня 1980 совм. с В. В. *Аксёновым* совершил полёт на КК «Союз Т-2» (в качестве командира) и на орбитальной станции «Салют-6» (осн. экипаж В. В. *Рюмин*, Л. И. *Попов*) с пристыкованным к ней КК «Союз-36». Время полёта 3 сут 22 ч 19 мин 30 с. Награждён орденом Ленина и медалями. См. также «Дополнения» в конце книги.

МАНЁВР в космонавтике — преднамеренное изменение орбиты КА, в результате к-рого он переходит с одной

Ю. В. Малышев

С. Масгрейв

орбиты (начальной) на другую (конечную). Напр., перевод ИСЗ, движущегося по наклонной орбите, на экваториальную орбиту, старт последней ступени РН к Луне с *орбиты промежуточной* ИСЗ, переход лунного аппарата на орбиту ИСЛ при подходе к Луне, *сближение* двух КА. Частный случай М.— *коррекция орбиты*. Для искусств. спутников, в зависимости от взаимного расположения нач. и конечной орбит, различают М. в плоскости орбиты, при к-ром плоскости нач. и конечной орбит совпадают, и М. с *изменением плоскости орбиты*. Наиболее распространённый метод выполнения М.— импульсное маневрирование, при к-ром переход на новую орбиту производится кратковрем. включением (однократным, в сложных случаях — многократным) бортового РД. В отличие от М. атмосферных ЛА, любой М. КА требует включения РД и связан с расходом рабочего тела, поэтому важной задачей является выбор наиболее выгодных точек для включения РД, обеспечивающих минимум затрат на проведение М.

«МА́РЕКС» (англ. Marecs, сокр. от Maritime European Communication Satellite — европейский спутник для морской связи) — наименование ИСЗ *Европейского космического агентства* для обеспечения связи судов с береговыми базами. ИСЗ «М.» использует подвергшиеся незначит. модификации корпус и служебные системы ИСЗ «*ЕКС*». Масса ИСЗ «М.» 960 кг при старте и 540 кг на стационарной орбите после выгорания топлива бортового РДТТ. Масса полезного груза 87 кг. Электропитание (св. 1 кВт) — от СБ, а в периоды захода в тень Земли — от аккумуляторных батарей. В трёхосной системе ориентации и для коррекции стационарной орбиты используются микродвигатели, работающие на продуктах разложения гидразина, запас к-рого определяет расчётную продолжительность активного существования ИСЗ — 7 лет. Для перевода ИСЗ с переходной орбиты на стационарную служит бортовой «апогейный» РДТТ. Ретранслятор для связи с судами (выходная мощность 70 Вт) имеет частоту приёма 1639—1644 МГц, передачи — 1538—1542 МГц; ретранслятор для связи с береговыми базами имеет частоту приёма 6420—6425 МГц, передачи — 4195—4200 МГц. Для связи с судами служит параболич. антенна с отражателем диам. 2 м, для связи с береговыми базами — 2 небольшие рупорные антенны. ИСЗ может одновременно обеспечивать связь береговых баз с судами по 35 радиотелефонным каналам (каждый эквивалентен 24 радиотелетайпным каналам), а связь судов с береговыми базами — по 50 таким каналам. ИСЗ рассчитан

также на ретрансляцию сигналов SOS от судов.

ИСЗ «М.» используются в междунар. глобальной системе связи судов с береговыми базами, создаваемой междунар. орг-цией *«Инмарсат»*, в к-рую входит и СССР. Первый ИСЗ «М.-А» выведен на стационарную орбиту над 26° з. д. РН «Ариан» 20.12.1981. Второй ИСЗ («М.-В») запущен 10.9.1982, но на орбиту не вышел.

«МАРИ́НЕР» (англ. Mariner, букв.— моряк) — наименование серии американских межпланетных КА. «М.» имеют герметич. отсек со служебным оборудованием, панели СБ, остронаправл. антенну. Часть служебного оборудования и науч. приборы размещаются вне отсека, нек-рые приборы — на поворотной платформе. Система ориентации трёхосная на базе солнечных датчиков и датчика звезды Канопуса. Предусмотрена КДУ или КТДУ. В системе терморегулирования используются жалюзи. Модификации КА «М.» получали обозначение в зависимости от года запуска.

КА «М.-62» («М.-1» и «М.-2») предназначались для исследования Венеры с пролётной траектории. Масса 202,7 кг, выс. 3,6 м, размах панелей СБ 5 м, их мощность 220 Вт. Диаметр отражателя остронаправл. антенны 1,2 м, мощность бортового передатчика 3 Вт. Радиолиния использовала дециметровый диапазон. Микродвигатели системы ориентации работали на сжатом азоте, КДУ тягой ~ 230 Н — на гидразине. В комплекс науч. аппаратуры входили микроволновый радиометр (13,5 и 19 мм), ИК радиометр (8—9 и 10—10,8 мкм), магнитометр (порог чувствительности ~ 0,4 мА/м), детекторы протонов солнечной плазмы и метеорных частиц. Запуск «М.-1» был неудачным. «М.-2», запущенный 27.8.1962, прошёл около Венеры 14.12.1962 на расстоянии 35 000 км. Получены данные о надоблачной атмосфере Венеры, о магнитном поле планеты, уточнена её масса.

КА «М.-64» («М.-3» и «М.-4») предназначались для исследования Марса с пролётной траектории. Масса 260,8 кг. Мощность СБ 310 Вт (у Марса), мощность передатчиков 6,5 и 10,5 Вт. В комплекс науч. аппаратуры включены ТВ камеры. Запуск «М.-3» был неудачным. «М.-4», запущенный 28.11.1964, прошёл около Марса 15.7.1965 на расстоянии 10 000 км. Получены нек-рые данные об атмосфере планеты и 22 снимка её поверхности, уточнена масса Марса.

КА «М.-67» («М.-5») предназначался для исследований Венеры с пролётной траектории. Масса 245 кг. Аналогичен «М.-64», но изменён состав научной аппаратуры и уменьшена площадь СБ. Запущен 14.6.1967. Прошёл около Венеры 19.10.1967 на расстоянии ~ 4000 км, продолжив исследования, начатые «М.-2».

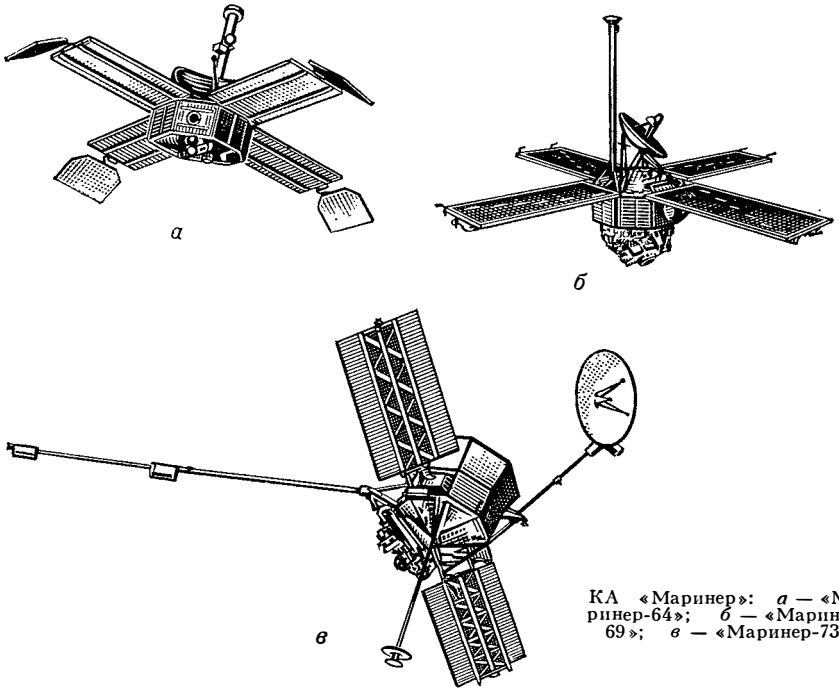
КА «М.-69» («М.-6» и «М.-7») предназначались для исследований Марса с пролётной траектории. Масса 413 кг. Мощность СБ 449 Вт (у Марса), мощность передатчиков 10 и 20 Вт. «М.-6» запущен 25.2.1969, «М.-7» — 27.3.1969. Они прошли около Марса на расстоянии ~ 3400 км соответственно 31.7.1969 и 5.8.1969, продолжив исследования, начатые КА «М.-4». Каждый КА «М.-69» передал 33 снимка планеты с разрешением до ~ 300 м.

«М.-71» («М.-8» и «М.-9») предназначались для исследования Марса с ареоцентрич. орбиты. Масса КА 998 кг, в т. ч. 450 кг — КТДУ тягой 1,3 кН. Комплекс науч. аппаратуры включал две ТВ камеры, УФ спектрометр (110—350 нм), ИК спектрометр (6—50 мкм) и ИК радиометр (8—12 мкм). Запуск «М.-8» был неудачным. «М.-9», запущенный 30.5.1971, вышел 14.11.1971 на орбиту первого *искусственного спутника Марса* с параметрами: выс. перицентра 1397 км, выс. апоцентра — 17 960 км, наклонение 64,35°, период обращения 12 ч 34 мин. Позже в результате коррекции был обеспечен период 11 ч 59 мин, что создало наиболее благоприятные условия для работы станций слежения. Исследования с помощью «М.-9» были завершены 27.10.1972. Он передал 7329 снимков Марса (разрешение до 0,1 км), его спутников Деймоса и Фобоса. На базе снимков составлена карта планеты и выбраны р-ны посадки КА *«Викинг»*. На Марсе идентифицированы разл. типы поверхности, в частности ландшафты со следами водной эрозии и ветровой активности. Уточнены данные об атмосфере планеты и её масса.

КА «М.-73» («М.-10») предназначался для исследования Венеры и Меркурия с пролётной траектории. Масса 526 кг. Предусмотрен солнцезащитный экран в связи с бо́льшим приближением к Солнцу. Запущен 3.11.1973. Совершил пролёт около Венеры 5. 2. 1974 на расстоянии 5770 км. На Землю передано ок. 3700 снимков облачного покрова планеты. Получены нек-рые сведения о циркуляции атмосферы. Совершив *пертурбационный манёвр* в поле тяготения Венеры, КА вышел на гелиоцентрич. орбиту, проходящую около Меркурия. Период обращения по этой орбите точно в два раза превышает период обращения Меркурия вокруг Солнца, так что КА на каждом витке проходит около Меркурия. Для исследования Меркурия использовались три прохода: 29.3.1974 (на расстоянии ~ 750 км), 21.9.1974 (48 000 км) и 16.3.1975 (318 км). Работа с КА прекращена 23.3.1975 в связи с выработкой азота для микродвигателей системы ориентации. Получено ок. 3000 снимков Меркурия с разрешением до 50 м. Поверхность планеты изобилует кратерами, напоминающими лунные, обнаружена чрезвычайно разрежённая гелиевая атмосфера и слабое магнитное поле. Исследования Меркурия с помощью КА проведены впервые в мире. Также впервые использовано поле тяготения одной планеты для пертурбационного манёвра КА с целью перехода на траекторию полёта к другой планете.

КА «М.» запускались РН «Атлас-Аджена» и «Атлас-Центавр» (см. *«Атлас»*).

Д. Ю. Гольдовский.



КА «Маринер»: *а* — «Маринер-64»; *б* — «Маринер-69»; *в* — «Маринер-73»

МАРС — четвёртая по порядку от Солнца большая планета *Солнечной системы*. Ср. расстояние от Солнца 1,524 а. е. (227,9 млн. км). Эксцентриситет орбиты 0,0934, наклон плоскости орбиты к эклиптике 1°51′; экватор М. наклонён к плоскости его орбиты на 25,2°, что вызывает сезонные изменения на планете. Период обращения М. вокруг Солнца 686,98 сут (сидерический период обращения, см. *Месяц*). Ср. скорость движения по орбите 24,13 км/с. Экваториальный радиус 3394 км, полярный — 3376,4 км, динамическое полярное сжатие ~ 1/200. Найдена значит. асимметрия М. вдоль полярной оси: уровень поверхности почти во всём юж. полушарии лежит на 3—4 км выше, чем в северном. Период вращения М. вокруг своей оси 24 ч 37 мин 22,58 с. Расстояние в перигелии 207 млн. км, в афелии 249 млн. км. Кол-во солнечной энергии, получаемой М. при наибольшем и наименьшем расстоянии от Солнца, различается на 20—30%. Масса М. $6{,}44 \cdot 10^{23}$ кг (0,108 земной), ср. плотность 3950 кг/м³, ускорение свободного падения на экваторе 3,76 м/с², первая космич. скорость 3,6 км/с, вторая — 5 км/с. Болометрическое сферич. *альбедо* 0,20 ± 0,05; ср. эффективная темп-ра 216 К.

Благоприятные условия для исследования М. наземными и космич. средствами возникают во время противостояний, происходящих с интервалом 779,94 сут (ср. синодич. период обращения). Расстояния между М. и Землёй в противостояниях не одинаковы и меняются циклами продолжительностью в 15—17 лет. Противостояния близ перигелия М. наиболее благоприятны, т. к. в этот период расстояние между планетами становится наименьшим, равным ~ 56 млн. км; они происходят один раз за цикл и наз. великими противостояниями (ближайшие в 1986 и 1988).

Наибольший прогресс в исследованиях М. достигнут благодаря полётам КА. Первым запущен к М. сов. КА «*Марс*-1» (1962). Фотоснимки участков поверхности впервые получены амер. КА «*Маринер*-4» (1965). Первыми ИСМ стали амер. КА «Маринер-9» и сов. КА «Марс-2» и «Марс-3» (1971), а в 1974 осуществлён пролёт около М. КА «Марс-4» и выведен четвёртый ИСМ «Марс-5». Первая посадка на поверхность М. осуществлена спускаемым аппаратом КА «Марс-3» (2. 12. 1971; 45° ю. ш. и 158° з. д.), а первые прямые измерения параметров атмосферы при посадке на планету проведены КА «Марс-6» (12.3.1974; 23,9° ю. ш. и 19,5° з. д.). В июне и авг. 1976 на орбиты ИСМ выведены КА «*Викинг*-1» и «Викинг-2», посадочные модули к-рых совершили посадку на поверхность в 6400 км друг от друга 20.7.1976 (22,5° с. ш. и 48° з. д.) и 4.9.1976 (47,9° с. ш. и 225,8° з. д.).

При наблюдении с Земли на М. выделяются светлые области красно-оранжевого цвета, занимающие ~ 75% его поверхности, к-рые исторически получили назв. «материков», и тёмные области серо-зелёного оттенка — «моря» (см. *Ареография*). Определ. зависимости в относительном высотном расположении «материков» и «морей» не выявлено. Перепады высот в планетарном масштабе, впервые обнаруженные радиолокац. исследованиями приэкваториальной области М., достигают 14—16 км.

Отд. конусообразные горы, представляющие собой громадные потухшие щитовые вулканы диаметром в основании до 500 км, достигают выс. 27 км (Арсия) и 26 км (Олимп); вулканы сосредоточены преимущественно в возвышенной области Тарсис в сев. полушарии. Очевидные следы вулканизма и тектонич. деятельности на планете служат доказательством геологич. активности, видимо, завершившейся неск. сот млн. лет назад. Об интенсивной тектонич. деятельности свидетельствуют многочисл. разломы и сбросы марсианской коры — грабены, утёсы, обширные ущелья с системой ветвящихся каньонов, зачастую отделённых друг от друга плоскими плато или столовыми горами. Ущелья достигают неск. км в глубину, десятков км в ширину, сотен км в длину. Обширный разлом вблизи экватора, протянувшийся на 4000 км (долина Маринера), напоминает рифтовую зону на океанич. ложе Земли. Сильно кратерированные участки поверхности М. с диаметрами кратеров от неск. км до сотен км характерны в осн. для средне- и высокоширотных р-нов юж. полушария. Число кратеров на единицу площади сравнимо с их плотностью на лунной поверхности. Близки и распределения кратеров по диаметрам. Внеш. склоны валов типичных кратеров имеют уклоны ~ 10°; внутр. стенки кратеров наклонены на 20—25°. Сглаженность кратеров больше, чем на Луне и Меркурии, но значительно меньше, чем на Венере. Нек-рым кратерам на М. присвоены имена сов. и зарубежных учёных (Г. Н. Бабакина, А. П. Виноградова, Дж. Койпера, Ф. Нансена и др.). Многим малым кратерам М. даны наименования насел. пунктов (Байконур, Евпатория, Волгоград, Хьюстон, Кагосима, Куру, Мадрид и др.).

В формировании современного облика М. важную роль сыграли также интенсивная ветровая и, по-видимому, водная эрозия, осадконакопление и гляциологич. процессы, наиболее характерные для областей полярных шапок. Белые полярные шапки образуются вблизи полюсов в период с начала марсианской осени до конца весны в соответствующем полушарии за счёт конденсации углекислого газа, а их нестаивающая за лето часть (значит. у сев. полярной шапки), очевидно, состоит в осн. из обычного льда, возможно, с примесью клатратов. С динамикой изменения размеров шапок связаны сезонные изменения тёмных областей: с началом весны в направлении к экватору распространяется со скоростью ~ 5 м/с «волна потемнения», достигающая к лету, когда шапка имеет миним. размер, широты 40° в противоположном полушарии. К осени, с началом роста шапки, моря неск. светлеют. Тёмные области систематически на неск. градусов теплее светлых, хотя корреляции между тепловой инерцией и темп-рой не обнаруживается. Природа «волны потемнения» и периодич. изменение очертаний светлых и тёмных областей, видимо, являются следствием перераспределения вдоль поверхности при перестройке циркуляц. процессов в атмосфере и смене местных ветров эродированного пыле-песчаного тонкозернистого материала, в обилии присутствующего на М. Выдуваемый из кратеров, этот материал образует характерные шлейфы позади их кромок; на поверхности и внутри кратеров образуются песчаные дюны. Определённые по результатам радиометрич. измерений с КА параметры тепловой инерции М. отвечают модели раздробленного грунта со ср. размерами частиц 0,01—0,05 см в слое проникновения тепловой волны (5—7 см). Результаты определения диэлектрич. проницаемости материала поверхности, соответствующие глубине в неск. десятков см, дают ср. значения плотности 1500—2000 кг/м³. Результаты определения плотности из анализа углубления опор КА «Викинг» и операций с грунтозаборным устройством соответствуют модели слабосвязанного материала с плотностью 1200—1800 кг/м³. Значит. сезонно-суточные вариации ИК яркостной темп-ры, достигающие по радиометрич. измерениям ИСМ «Марс-3» и «Марс-5» 100 К, а также практическое отсутствие колебаний темп-ры уже на глубине в неск. десятков см свидетельствуют о чрезвычайно низкой теплопроводности марсианского грунта. В результате определения с помощью КА «Викинг» хим. элементов в составе грунтов разработана модель, согласно к-рой основными соединениями являются (проценты по массе): SiO_2 — 45; Fe_2O_3—18; Al_2O_3—5; MgO—8; CaO—5; SO_3—8, а содержание щелочных металлов очень низкое. Такой состав соответствует мафическим изверженным породам. Очевидно, грунт представляет собой хорошо перемешанную смесь, состоящую на 80% из богатых железом глин (59% нонтронит и 21% монтмориллонит), на 10% из сульфата магния (вероятно, кизерит), на 5% из карбонатов (вероятно, кальцит) и на 5% из окислов железа (гематит, магнетит, оксимагнетит и гетит).

Атмосфера М. довольно разрежена, давление у поверхности в зависимости от рельефа изменяется от 0,18 до 1 кПа. За ср. давление, примерно соответствующее среднеуровенной поверхности (от этого уровня отсчитывают высоту гор и глубину впадин), принята тройная точка на фазовой кривой воды (0,61 кПа). Осн. составляющая атмосферы — углекислый газ. При масс-спектрометрич. измерениях КА «Викинг» состава атмосферы получены следующие данные (объёмные проценты): CO_2 — 95; N_2 — 2,7; Ar — 1,6; O_2 — 0,15. Содержание водяного пара очень невелико и испытывает заметные сезонно-суточные колебания: от менее 1 мкм осаждённой воды в зимнем полушарии до почти 100 мкм осаждённой воды над полярной шапкой летом. Обнаружены отд. р-ны повышенной влажности в ср. широтах, а также небольшое кол-во озона, практически не влияющее на ослабление интенсивной УФ солнечной радиации, проникающей сквозь разрежённую атмосферу М. до поверхности. Ср. темп-ра у поверхности близка к эффективной, причём днём темп-ра поверхности выше, а ночью ниже, чем темп-ра атмосферы. Ср. температурный градиент в тропосфере меньше адиабатического. Сезонно-суточные вариации темп-ры достигают 100—150 К, минимальная темп-ра на полярных шапках зимой опускается ниже темп-ры конденсации CO_2, составляющей 148 К при 0,61 кПа. Из-за больших температурных контрастов на поверхности и малой плотности атмосфера М. очень динамична, скорости ветра достигают неск. десятков м/с, а во время пылевых бурь 80—100 м/с. В эти периоды, обычно совпадающие с противостояниями М., в атмосферу поднимаются огромные массы пыли, и тёмные облака наблюдаются по всему диску до высоты ~ 10 км, почти полностью сглаживая контрасты на поверхности. Температурный профиль в атмосфере стремится к изотермическому, а темп-ра поверхности падает на 20—30 К. Число пылевых частиц в атмосфере во время бури достигает 10^{12}—10^{13} в 1 м³ ($\sim 10^{-6}$ кг/м³), ср. размер частиц 1—3 мкм (до 10 мкм). В спокойной атмосфере также присутствует пыль со ср. размерами частиц 0,05—0,1 мкм. Белые и синие облака в атмосфере имеют конденсационную природу — в тропосфере из H_2O, в стратосфере преимущественно из CO_2.

Измерениями ИСМ «Марс-2, -3, -5» у планеты обнаружено собств. магнитное поле дипольной природы с напряжённостью на экваторе, приведённой к поверхности ~ 51,8 мА/м (т. е. примерно в 1000 раз слабее земного). Процессы в верхней атмосфере контролируются в осн. фотохимией CO_2, преобладающее содержание к-рого сохраняется до ~ 150 км, выше преобладают O и CO, а начиная с выс. ок. 400 км — He и H_2. Ионосфера М. менее плотная, чем земная, и более поджата к планете: осн. максимум дневного слоя на выс. 134—140 км имеет электронную плотность $(1{,}5—2)\cdot 10^5$ см⁻³, второй максимум обнаружен на выс. ок. 110 км — с электронной плотностью $7\cdot 10^4$ см⁻³. Осн. компонентом марсианской ионосферы является ион O_2^+.

На фотоснимках, переданных КА, обнаружены длинные ветвящиеся долины типа высохших речных русел (рис. 1), выглаженные ложбины и острова, свидетельствующие о водной эрозии в определ. периоды марсианской истории (рис. 2). Газовый и изотопный анализы атмосферы (прежде всего сопоставление измеренных КА «Викинг» относит. содержания инертных газов с их содержанием на Земле и в метеоритах) дают основание считать, что когда-то Марс обладал существенно (примерно в 20 раз) более плотной атмосферой, так что на поверхности могла быть вода в жидком состоянии. Её возможное общее содержание в совр. эпоху в виде подповерхностного льда и полярных шапок оценивается эффективной толщиной равномерно разлитого по поверхности слоя $\leqslant 40$ м (ср. глубина Мирового океана на Земле ~ 4 км).

Относительно биол. активности М. ничего определ. пока сказать нельзя. Эксперименты на КА «Викинг» дали противоречивые результаты. Возможно, что осн. препятствием к обнаружению живых форм явилась недостаточная чувствительность (или неэффективность) использованных методов в условиях сильно окисленной среды в поверхностном слое планеты.

У М. есть два спутника: Фобос (Страх) и Деймос (Ужас). Фобос обращается вокруг М. с периодом 7 ч 39 мин (сидерич. период) на ср. расстоянии 9350 км, т. е. как бы обгоняет планету в её суточном вращении. Сидерич. период Деймоса, обращающегося на ср. расстоянии 23 500 км,— 30 ч 17 мин. Оба спутника (всегда обращены к М. одной стороной) неправильной, астероидоподобной формы с макс. размерами соответственно 21 × × 26 и 12 × 13 км, с сильно кратерированными поверхностями (плотность кратеров в 100 раз больше, чем на М.). Возможно, они сохранились со времени аккреции планеты или (что более вероятно) захвачены позднее её гравитац. полем.

См. вкл. VII, XXXI. *М. Я. Маров.*

Рис. 1. Район поверхности Марса в южном полушарии вблизи экватора; поперечник самого крупного кратера Холден (в правом верхнем углу) 150 км. Видны высохшие речные русла (снимок получен с КА «Марс-5»)

Рис. 2. Следы водно-гляциологической эрозии на поверхности Марса (снимок получен с КА «Вояджер-1»)

«МАРС» — наименование советских межпланетных КА, запускаемых к планете Марс, начиная с 1962.

«Марс-1» (рис. 1) запущен 1.11.1962; масса 893,5 кг, дл. 3,3 м, диам. 1,1 м. «М.-1» имел 2 герметич. отсека: орбитальный с осн. бортовой аппаратурой, обеспечивающей полёт к Марсу; планетный с науч. приборами, предназнач. для исследования Марса при близком пролёте. Задачи полёта: исследование космич. пространства, проверка радиолинии на межпланетных расстояниях, фотографирование Марса. Последняя ступень РН с КА была выведена на промежуточную орбиту ИСЗ и обеспечила старт и необходимое приращение скорости для полёта к Марсу.

Активная система астроориентации имела датчики земной, звёздной и солнечной ориентации, систему исполнит. органов с управляющими соплами, работающими на сжатом газе, а также гироскопич. приборы и логич. блоки. Бóльшую часть времени в полёте поддерживалась ориентация на Солнце для освещения СБ. Для коррекции траектории полёта КА был снабжён ЖРД и системой управления. Для связи имелась бортовая радиоаппаратура (частоты 186, 936, 3750 и 6000 МГц), к-рая обеспечивала измерение параметров полёта, приём команд с Земли, передачу телеметрич. информации в сеансах связи. Система терморегулирования поддерживала стабильную темп-ру 15—30°С. За время полёта с «М.-1» проведён 61 сеанс радиосвязи, на борт передано более 3000 радиокоманд. Для траекторных измерений, кроме радиотехнич. средств, был использован телескоп диам. 2,6 м Крымской астрофиз. обсерватории. Полёт «М.-1» дал новые данные о физ. свойствах космич. пространства между орбитами Земли и Марса (на расстоянии от Солнца 1—1,24 а. е.), об интенсивности космич. излучения, напряжённости магнитных полей Земли и межпланетной среды, о потоках ионизованного газа, идущего от Солнца, и о распределении метеорного вещества (КА пересёк 2 метеорных потока). Последний сеанс состоялся 21.3.1963 при удалении КА от Земли на 106 млн. км. Сближение с Марсом наступило 19.6.1963 (от Марса ок. 197 тыс. км), после чего «М.-1» вышел на гелиоцентрич. орбиту с перигелием ~ 148 млн. км и афелием ~ 250 млн. км.

«Марс-2» и «Марс-3» (рис. 2) запущены 19 и 28 мая 1971, совершили совм. полёт и одновременные исследования Марса. Вывод на траекторию полёта к Марсу осуществлён с промежуточной орбиты ИСЗ последними ступенями РН. Конструкция и состав аппаратуры «М.-2» и «М.-3» существенно отличаются от «М.-1». Масса «М.-2» («М.-3») 4650 кг. Конструктивно «М.-2» и «М.-3» аналогичны, имеют орбит. отсек и спускаемый аппарат. Осн. устройства орбит. отсека:

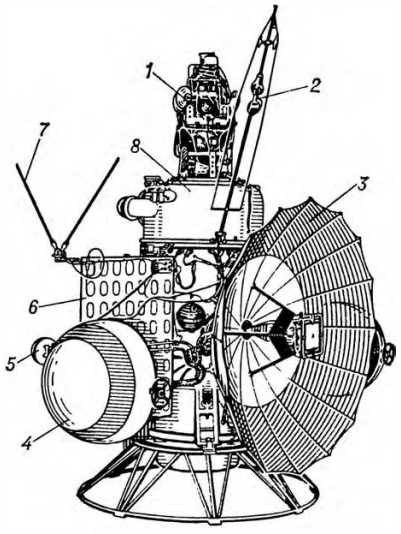


Рис. 1. КА «Марс-1»: *1* — корректирующая двигательная установка; *2* — штырь магнитометра; *3* — остронаправленная антенна; *4* — радиатор системы терморегулирования; *5* — малонаправленная антенна; *6* — панель солнечных батарей; *7* — всенаправленная антенна; *8* — орбитальный отсек

приборный отсек, блок баков ДУ, корректирующий РД с узлами автоматики, СБ, антенно-фидерные устройства и радиаторы системы терморегулирования. Спускаемый аппарат оборудован системами и устройствами, обеспечивающими отделение аппарата от орбит. отсека, переход его на траекторию сближения с планетой, торможение, спуск в атмосфере и мягкую посадку на поверхность Марса. Спускаемый аппарат был снабжён приборно-парашютным контейнером, аэродинамич. тормозным конусом и соединит. рамой, на к-рой размещён РД. Перед полётом спускаемый аппарат был подвергнут стерилизации. КА для обеспечения полёта имели ряд систем. В состав системы управления, в отличие от «М.-1», дополнительно входили: *гироскопическая стабилизированная платформа* (ГСП), бортовая ЦВМ и система космич. автономной навигации (СКАН). Кроме ориентации на Солнце, при достаточно большом удалении от Земли (~ 30 млн. км) проводилась одновременная ориентация на Солнце, звезду Канопус и Землю. Работа бортового радиотехнич. комплекса для связи с Землёй осуществлялась в дециметровом и сантиметровом диапазонах, а связь спускаемого аппарата с орбит. отсеком — в метровом. Источником энергопитания служили 2 СБ и буферная аккумуляторная батарея. На спускаемом аппарате устанавливалась автономная хим. батарея. Система терморегулирования активная, с циркуляцией газа, заполняющего приборный отсек. Спускаемый аппарат имел экранно-вакуумную теплоизоляцию, радиац. нагреватель с регулируемой поверхностью и электронагреватель. ДУ многоразового действия. В орбит. отсеке находились науч. аппаратура, предназнач. для измерений в межпланетном пространстве, а также для изучения окрестностей Марса и самой планеты с орбиты искусств. спутника; феррозондовый магнитометр; ИК радиометр для получения карты распределения темп-ры по поверхности Марса; ИК фотометр для изуче-

ния рельефа поверхности по поглощению излучения углекислым газом; оптич. прибор для определения содержания паров воды спектральным методом; фотометр видимого диапазона для исследования отражат. способности поверхности и атмосферы; прибор для определения радиояркостной темп-ры поверхности по излучению на длине волны 3,4 см, определения её диэлектрич. проницаемости и темп-ры поверхностного слоя на глубине до 30—50 см; УФ фотометр для определения плотности верхней атмосферы Марса, содержания атомарного кислорода, водорода и аргона в атмосфере; счётчик частиц космич. лучей; энергоспектрометр заряженных частиц; измеритель энергии потока электронов и протонов от 30 эВ до 30 кэВ. На «М.-2» и «М.-3» находились 2 фототелевиз. камеры с разл. фокусными расстояниями для фотографирования поверхности Марса, а на «М.-3» также аппаратура *«Стерео»* для проведения совместного советско-франц. эксперимента по изучению радиоизлучения Солнца на частоте 169 МГц. В спускаемом аппарате была установлена аппаратура для измерения темп-ры и давления атмосферы, масс-спектрометрич. определения хим. состава атмосферы, измерения скорости ветра, определения хим. состава и физико-механич. свойств поверхностного слоя, а также получения панорамы с помощью ТВ камер. Полёт КА к Марсу продолжался более 6 месяцев, с «М.-2» проведено 153, с «М.-3» —

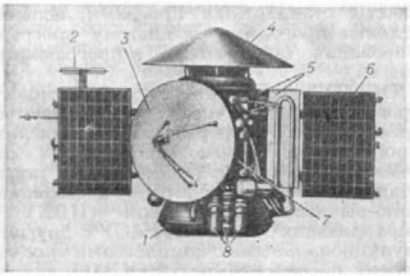


Рис. 2. КА «Марс-3»: *1* — приборный отсек; *2* — антенна научной аппаратуры «Стерео»; *3* — параболическая остронаправленная антенна; *4* — спускаемый аппарат; *5* — радиаторы системы терморегулирования; *6* — панель солнечной батареи; *7* — блок баков двигательной установки; *8* — приборы системы астроориентации

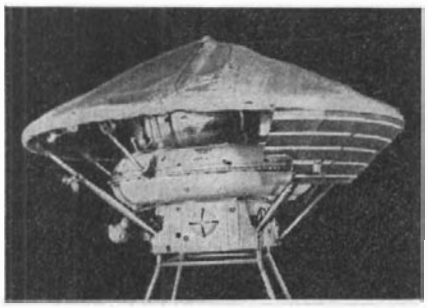


Рис. 3. Спускаемый аппарат КА «Марс-3»

159 сеансов радиосвязи, получен большой объём науч. информации. На расстоянии ~ 20 млн. км от Земли обнаружен *магнитный шлейф* её магнитного поля. С увеличением расстояния от Солнца наблюдалось уменьшение электронной концентрации в межпланетной среде, а электронная темп-ра оказалась в неск. раз меньше, чем вблизи Земли. Траектория полёта «М.-2» прошла на расстоянии 1380 км от поверхности Марса. При подлёте к Марсу от «М.-2» был отделён спускаемый аппарат, доставивший на поверхность планеты вымпел с изображением Гос. герба СССР. 27.11.1971 была включена ДУ орбит. отсека, и КА «М.-2» перешёл на орбиту *искусственного спутника Марса* с периодом обращения 18 ч. 8 июня, 14 нояб. и 2 дек. 1971 проведены коррекции орбиты «М.-3». Отделение спускаемого аппарата (рис. 3) осуществлено 2 дек. в 12 ч 14 мин по моск. времени на расстоянии 50 тыс. км от Марса. Через 15 мин, когда расстояние между орбит. отсеком и спускаемым аппаратом было не более 1 км, аппарат перешёл на траекторию встречи с планетой. Спускаемый аппарат двигался 4,5 ч к Марсу и в 16 ч 44 мин вошёл в атмосферу планеты. Спуск в атмосфере до поверхности продолжался немногим более 3 мин. Спускаемый аппарат совершил посадку в юж. полушарии Марса в р-не с координатами 45° ю. ш. и 158° з. д. На борту аппарата был установлен вымпел с изображением Гос. герба СССР. Орбит. отсек «М.-3» после отделения спускаемого аппарата двигался по траектории, проходящей на расстоянии 1500 км от поверхности Марса. ТДУ обеспечила переход её на орбиту спутника Марса с периодом обращения ~ 12 сут 19 ч. 2 дек. в 16 ч 50 мин 35 с началась передача видеосигнала с поверхности планеты. Сигнал был принят приёмными устройствами орбит. отсека и в сеансах связи 2—5 дек. передан на Землю.

Орбит. отсеки КА св. 8 мес осуществляли комплексную программу исследований Марса с орбит его спутников. За это время орбит. отсек «М.-2» совершил 362 оборота, «М.-3» — 20 оборотов вокруг планеты. Исследования свойств поверхности и атмосферы Марса по характеру излучения в видимом, ИК, УФ диапазонах спектра и в диапазоне радиоволн позволили определить темп-ру поверхностного слоя, установить её зависимость от широты и времени суток; на поверхности выявлены тепловые аномалии; оценены теплопроводность, тепловая инерция, диэлектрич. проницаемость и отражат. способность грунта; измерена темп-ра сев. полярной шапки (ниже —110 °С). По данным о поглощении ИК радиации углекислым газом получены высотные профили поверхности по трассам полёта. Определено содержание водяного пара в разл. областях планеты (примерно в 5 тыс. раз меньше, чем в земной атмосфере). Измерения рассеянной УФ радиации дали сведения о структуре атмосферы Марса (протяжённость, состав, темп-ра). Методом радиозондирования определены давление и темп-ра у поверхности планеты. По изменению прозрачности атмосферы получены данные о высоте пылевых облаков (до 10 км) и размерах пылевых частиц (отмечено большое содержание мелких частиц — ок. 1 мкм). Фотографии позволили уточнить оптич. сжатие планеты, построить профили рельефа по изображению края диска и получить цветные изображения Марса, обнаружить свечение атмосферы на 200 км за линией терминатора, изменение цвета вблизи терминатора, проследить слоистую структуру марсианской атмосферы.

«Марс-4», «Марс-5», «Марс-6» и «Марс-7» запущены 21 июля, 25 июля, 5 и 9 авг. 1973. Впервые полёт по межпланетной трассе одновременно совершили четыре КА. «М.-4» и «М.-5» предназначались для исследования Марса с орбиты ИСМ; «М.-6» и «М.-7» имели в своём составе спускаемые аппараты. Вывод КА на траекторию полёта к Марсу осуществлён с промежуточной орбиты ИСЗ. На трассе перелёта с КА регулярно проводились сеансы радиосвязи для измерения параметров движения, контроля состояния бортовых систем и передачи науч. информации. Кроме сов. науч. аппаратуры, на борту станций «М.-6» и «М.-7» были установлены франц. приборы, предназнач. для проведения совместных советско-франц. экспериментов по исследованию радиоизлучения Солнца (аппаратура «Стерео»), по изучению солнечной плазмы и космич. лучей. Для обеспечения вывода КА в расчётную точку околопланетного пространства во время полёта проводились коррекции траектории их движения. «М.-4» и «М.-5», пройдя путь ~ 460 млн. км, 10 и 12 февр. 1974 достигли окрестностей Марса. Вследствие того, что ТДУ не включилась, КА «М.-4» прошёл около планеты на расстоянии 2200 км от её поверхности. При этом с помощью фототелевиз. устройства были получены фотографии Марса. 12.2.1974 на КА «М.-5» была включена *КТДУ-425А*, и в результате проведённого манёвра КА вышел на орбиту ИСМ с параметрами: макс. удаление от поверхности планеты 32 500 км, миним. удаление 1760 км, наклонение орбиты к плоскости марсианского экватора 35°, период обращения 25 ч. КА «М.-6» и «М.-7» достигли окрестности планеты Марс соответственно 12 и 9 марта 1974. При подлёте к планете КА «М.-6» автономно с помощью бортовой системы астронавигации была проведена заключительная коррекция его движения, и от КА отделился спускаемый аппарат. Включением ДУ-был обеспечен перевод спускаемого аппарата на траекторию встречи с Марсом. Спускаемый аппарат вошёл в атмосферу Марса и начал аэродинамич. торможение. При достижении заданной перегрузки был сброшен аэродинамич. конус и введена в действие парашютная система. Информация со спускаемого аппарата во время его снижения принималась КА «М.-6», продолжавшим движение по гелиоцентрич. орбите с миним. расстоянием от поверхности Марса ~ 1600 км, и ретранслировалась на Землю. С целью исследования параметров атмосферы на спускаемом аппарате были установлены приборы для измерений давления, темп-ры, хим. состава и датчики перегрузок. Спускаемый аппарат КА «М.-6» достиг поверхности планеты в р-не с координатами 24° ю. ш. и 25° з. д. Спускаемый аппарат КА «М.-7» (после отделения от станции) не удалось перевести на траекторию встречи с Марсом, и он прошёл ок. планеты на расстоянии 1300 км от её поверхности.

Запуски КА серии «М.» осуществлялись РН «Молния» («М.-1») и РН «Протон» с дополнит. 4-й ступенью («М.-2» — «М.-7»).

Е. И. Попов.

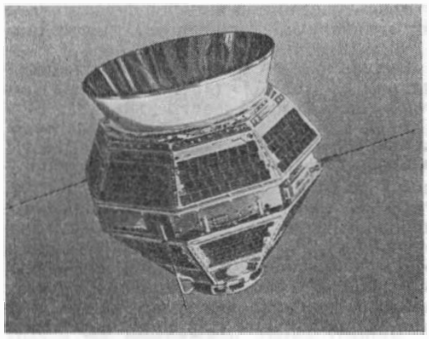
МАРСИА́НСКИЙ САМОХО́ДНЫЙ АППАРА́Т, марсоход — транспортное устройство, управляемое автоматически или космонавтами, способное передвигаться по Марсу и предназначенное для проведения исследований Марса. Опубликован ряд проектов М. с. а. Осн. особенности М. с. а.: наличие средств, обеспечивающих движение; способность к функционированию

в специфич. марсианских условиях, характеризующихся значит. суточными перепадами темп-р, разрежённостью атмосферы, пылевыми бурями, сложными формами рельефа и др. Т. к. для автоматич. М. с. а. осн. режим работы автономный, необходимо оснащать его автономными средствами управления движением; это связано со сравнительно большим временем прохождения радиосигналов от Земли до Марса и обратно, что практически исключает управление с Земли по ТВ изображению панорамы, передаваемой с Марса. Автономная система управления должна обеспечивать обработку на борту М. с. а. значит. объёма информации (включающей распознавание и анализ рельефа), необходимой для выработки управляющих команд (определение направления движения и режимов работы М. с. а.), а также решать задачу автономной навигации и прогноза параметров движения с целью выведения аппарата в заданный р-н Марса. Для управления М. с. а., предназнач. для перевозки космонавтов, наиболее целесообразно использовать комбиниров. систему, включающую средства ручного управления движением. Предполагаемые источники питания — радиоизотопная энергоустановка и буферная хим. батарея. Связь с Землёй может обеспечиваться непосредственно с М. с. а. либо ретрансляцией через ИСМ.

МА́РШЕВЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ, основной, разгонный ракетный двигатель — РД, обеспечивающий осн. увеличение скорости РН или КА при их разгоне. По длительности работы намного превосходит *стартовый ракетный двигатель*. Напр., разгон одной из РН семейства «Тор-Аджена» осуществляется стартовыми РДТТ и 2 маршевыми ЖРД, к-рые работают соответственно 40, 220, 240 с и обеспечивают 3, 56, 41% прироста скорости от её конечного значения. Разгон первой сов. РН осуществлялся с помощью *РД-107* и *РД-108*.

«МАС» — советское наименование французских малых автономных спутников «СРЕТ» для исследования влияния космической радиации на тонкоплёночные элементы СБ («М.-1») и для отработки системы радиационного охлаждения аппаратуры метеорологических ИСЗ и проведения натурных испытаний защитных покрытий в космосе («М.-2»). Корпус в форме многогранника. Электропитание от СБ (мощность 1,6—1,3 Вт). Стабилизация вращением. На спутнике «М.-1» (запуск 4.4.1972) были установлены новые элементы СБ для определения их работоспособности и надёжности. Масса ИСЗ 15 кг. Параметры орбиты: выс. в апогее 39 260 км, выс. в перигее 480 км, наклонение 65,6°; период обращения 11 ч 45 мин. На спутнике «М.-2» (запуск 5.6.1975) проверялась эффективность радиац. системы теплозащиты. Масса ИСЗ 21,5 кг. Параметры орбиты: высота в апогее 40 890 км, выс. в перигее 450 км, наклонение 63°; период обращения 12 ч 17 мин. ИСЗ «М.» выводились сов. РН «Восток» вместе с осн. полезным грузом — сов. связным ИСЗ «Молния-1».

ИСЗ «МАС-2»



МА́СГРЕЙВ (Musgrave) Стори (р. 1935), космонавт США, полковник ВВС в отставке. Получил степень бакалавра наук в области математики в ун-те г. Сиракьюс (1958), магистра наук в области административного управления и программирования в Калифорнийском ун-те (1959), бакалавра наук в области химии в колледже Мариэтта (1960), доктора медицины в Колумбийском ун-те (1964), магистра (1966) и доктора наук в области физиологии и биофизики в ун-те Кентукки (1978). С 1967 в группе космонавтов НАСА. 4—9 апр. 1983 совм. с П. *Вейцем*, К. *Бобко* и Д. *Петерсоном* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Челленджер») в качестве специалиста по операциям на орбите. Полёт продолжался 5 сут 23 мин. Награждён золотой медалью НАСА «За исключительные заслуги». Портрет на стр. 231.

«МА́СКЕТ БОЛ» (англ. Musket Ball, букв.— мушкетная пуля) — наименование малого американского ИСЗ для исследования плотности атмосферы по возмущениям орбиты ИСЗ, обусловленным аэродинамическим торможением, а также для изучения нек-рых характеристик атмосферы. Масса ИСЗ 61 кг. Корпус — шар диам. 0,3 м. В толстостенном латунном корпусе размещены приборы для измерения характеристик электрич. поля, изучения ионного состава и ионной концентрации, батарея, передатчик. ИСЗ «М. б.» выведен 6. 8. 1971 РН «Атлас-F» на орбиту с выс. в перигее 130 км, выс. в апогее 653 км, наклонением 87,6°; период обращения 92,3 мин.

МАСКИРО́ВКА ЗВУ́КА — понижение чувствительности к одному звуковому сигналу (полезному), вызываемое действием другого звукового сигнала (помехи). М. з. вызывает изменение восприятия полезных звуковых сигналов (речи, кода) на фоне действующих аппаратуры, двигателей и т. п. М. з. может иметь место в КК. Величина М. з. зависит от частотных соотношений сигналов и их интенсивности. Изучение М. з. имеет большое практич. значение в космонавтике для осуществления связи в разл. условиях и обеспечения восприятия полезных сигналов на фоне помех.

МАСКО́НЫ (от англ. mass concentration — концентрация массы) — гравитационные аномалии вблизи поверхности космических тел, вызванные концентрацией масс с более высокой плотностью по сравнению с блоками окружающих их пород. М. впервые обнаружены на Луне при изучении эволюции орбит амер. ИСЛ серии «Лунар орбитер». Большая часть М. расположена под лунными мор. образованиями, имеющими округлую форму. Так, напр., М. под Морем Дождей создавал на выс. ~100 км гравитац. аномалию в 2,3 мм/с^2, что соответствует аномалии на уровне поверхности Луны примерно 7,5 мм/с^2 при ускорении свободного падения у поверхности Луны 1,6 м/с^2. Массы М. составляют: в Море Дождей — $7 \cdot 10^{16}$ кг, Море Спокойствия — $4 \cdot 10^{17}$ кг, Море Кризисов — $2 \cdot 10^{17}$ кг, Море Нектара — $1{,}7 \cdot 10^{17}$ кг, Море Влажности — $6{,}5 \cdot 10^{16}$ кг. Кроме того, получены данные о наличии М. под морями Восточным, Гумбольдта, Смита и нек-рыми округлыми образованиями на видимой стороне Луны. Под Заливом Радуги обнаружена отрицат. гравитац. аномалия. По сравнению с земными связанные с М. гравитац. аномалии на Луне во мн. раз больше. Так, на Земле при ускорении свободного падения на уровне моря 9,81 м/с^2 приведённые к уровню моря аномалии лишь иногда достигают 2 мм/с^2. В большинстве случаев на Земле аномалии под материками положительны, под морями — отрицательны, а по значению сравнительно невелики. М. обнаружены и на Марсе. Аномалии гравитац. поля у Марса выражены сильнее, чем у Луны.

МАТЕМАТИ́ЧЕСКОЕ ОБЕСПЕ́ЧЕНИЕ в космонавтике — система формализованных алгоритмов и машинных программ, описаний и инструкций по их применению, предназнач. для решения целевых задач управления КА и средствами *наземного автоматизированного комплекса управления* (НАКУ). По своему функциональному назначению М. о. подразделяется на общее (ОМО), общесистемное (ОСМО) и специальное (СМО).

ОМО предназначено для организации вычислит. процессов непосредств. в машинах и представляет собой совокупность алгоритмов и программ ЭВМ. ОМО включает операционную систему, пакеты стандартных программ, испытательные программы и систему программирования (алгоритмич. и программные языки).

ОСМО — совокупность алгоритмов и программ, обеспечивающих требуемую организацию информационно-вычислит. процессов в *автоматизированных системах управления* (АСУ) КА, а также взаимодействие оператора с информационно-вычислит. комплексом (ИВК) и управляющих комплексов АСУ с другими функциональными комплексами *космических систем*. В состав ОСМО входят алгоритмы: взаимодействия операторов с ИВК, обмена информацией между подсистемами и элементами АСУ КА.

СМО — совокупность алгоритмов и программ, предназнач. для непосредств. решения задач управления данным типом КА. В состав типового СМО для управления КА входят алгоритмы расчёта и прогнозирования орбит полёта и спуска, обработки информации телеконтроля состояния КА, сверки и коррекции бортовой шкалы времени, планирования и управления работой средств наземного комплекса управления и бортовых специальных и обеспечивающих систем КА.

МА́ТТИНГЛИ (Mattingly) Томас (р. 1936) — космонавт США, капитан 1-го ранга ВМС. Окончил высшую школу им. Т. Эдисона в Майами (шт. Флорида) и ун-т в Оберне (шт. Алабама) в 1958, получив степень бакалавра наук по авиац. технике. В том же году начал службу лётчиком в ВМС США. До зачисления в группу космонавтов НАСА (1966) окончил школу по подготовке пилотов для аэрокосмич. исследований. 16—27 апр. 1972 совм. с Дж. *Янгом* и Ч. *Дюком* совершил полёт к Луне в качестве пилота осн. блока КК «Аполлон-16». Пробыв св. 5 сут на окололунной орбите, провёл работы по фотографированию, зондированию и наблюдениям Луны. Находясь на расстоянии 300 тыс. км от Земли, выходил в открытый космос (1 ч 13 мин).

Полёт продолжался 11 сут 1 ч 51 мин 5 с. 27 июня — 4 июля 1982 совм. с Г. *Хартсфилдом* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Колумбия») в качестве командира. Полёт продолжался 7 сут 1 ч 9 мин 40 с. За 2 рейса в космос налетал 17 сут 17 ч 45 с. Чл. Амер. ин-та аэронавтики и астронавтики и Ин-та мор. флота США. Награждён золотой медалью НАСА «За выдающиеся заслуги», Почётным дипломом им. В. М. Комарова (ФАИ).

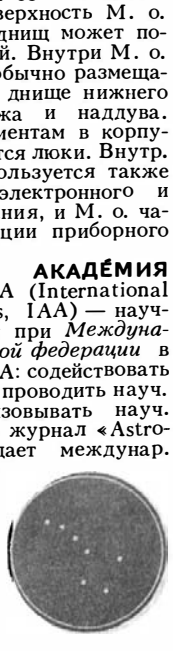
МА́ХА ЧИСЛО́, М-ч и с л о — отношение скорости движения какого-либо тела, напр. ЛА, к скорости звука в окружающей среде, или в случае движения газа — отношение скорости газа к местной скорости звука (т. е. скорости звука в данной точке).

«МДС» (англ. MDS, сокр. от Meteoroid Detection Satellite — спутник для обнаружения метеорных частиц) — см. *«Пегас»*.

МЕДИЦИ́НА КОСМИ́ЧЕСКАЯ — см. *Космическая медицина*.

МЕЖБА́КОВЫЙ ОТСЕ́К — связывает между собой последовательно расположенные баки окислителя и горючего жидкостной ракеты или ракетной ступени. М. о. вводится в конструкцию, когда необходимо обеспечить автономное изготовление и испытание каждого из баков либо когда темп-ры компонентов топлива значительно отличаются друг от друга (в последнем случае М. о. выполняет функции «теплового моста»). При отсутствии М. о. баки выполняются с объединённым днищем. Форма М. о. определяется соотношением диаметров баков. Его высота зависит от объёма размещаемых внутри элементов и формы днищ баков. При несущих топливных баках М. о. обычно имеет тонкостенную конструкцию с продольно-поперечным силовым набором. При подвесных баках и при наличии компонентов топлива, значительно отличающихся друг от друга по темп-ре (напр., на верхних ступенях РН), М. о. может выполняться в виде металлич. ферменной конструкции либо из неметаллич. материалов с низким коэф. теплопроводности. М. о. имеет, как правило, разъёмные соединения с баками. В отд. случаях один или оба стыка бывают неразъёмными. Поверхность М. о. и прилегающих к нему днищ может покрываться теплоизоляцией. Внутри М. о. на днище верхнего бака обычно размещается арматура ДУ, а на днище нижнего бака — арматура дренажа и наддува. Для доступа к этим элементам в корпусе М. о. предусматриваются люки. Внутр. объём М. о. иногда используется также для размещения радиоэлектронного и электротехнич. оборудования, и М. о. частично выполняет функции приборного отсека.

МЕЖДУНАРО́ДНАЯ АКАДЕ́МИЯ АСТРОНА́ВТИКИ, МАА (International Academy of Astronautics, IAA) — научная орг-ция, созданная при *Международной астронавтической федерации* в 1960. Цели и задачи МАА: содействовать развитию космонавтики, проводить науч. исследования и организовывать науч. совещания. МАА издаёт журнал «Astronautica acta», присуждает междунар. премии им. Д. и Ф. Гуггенхеймов. Членами МАА избираются пользующиеся мировым признанием деятели науки и техники, особо проявившие себя в к.-л. отрасли, имеющей отношение к космонавтике. МАА состоит из 3 отделений: фундаментальных наук, прикладных наук и наук о человеке (медико-биол. проблемы, история космонавтики, космич. право). Сессии МАА созываются ежегодно во время конгрессов МАФ. При МАА работают следующие междунар. комитеты: по истории ракетной техники и космонавтики, по космич. проблемам теории относительности, по изучению небесных тел, по сокращению стоимости космич. операций, по изучению методов спасания в космосе; по вопросам публикаций, и др. В нач. 1980-х гг. МАА насчитывала ок. 600 действит. членов и чл.-корр. и 11 почётных членов из 33 стран. Финансирование МАА осуществляется за счёт добровольных пожертвований учёных и орг-ций.



Эмблема Международной академии астронавтики

МЕ́ЖДУНАРО́ДНАЯ АСТРОНАВТИ́ЧЕСКАЯ ФЕДЕРА́ЦИЯ, МАФ (International Astronautical Federation, IAF) — международная неправительственная научная организация, занимающаяся проблемами исследования и освоения космического пространства в мирных целях, включая вопросы ракетной техники и космического права. Датой возникновения МАФ считается 1950, поскольку в этом году представители астронавтич. и ракетных обществ (Австрии, Аргентины, Великобритании, Дании, Испании, Франции, ФРГ, Швеции) созвали в Париже 1-й Междунар. астронавтич. конгресс, на к-ром было решено учредить междунар. орг-цию, занимающуюся проблемами космич. полётов. Организационно МАФ оформилась в 1952 на 3-м Междунар. астронавтич. конгрессе в Штутгарте, когда впервые был принят Устав МАФ. В нач. 1980-х гг. чл. МАФ являлись 63 нац. орг-ции (гл. обр. астронавтич. и ракетные об-ва) из 35 стран. В тех случаях, когда к.-л. гос-во представлено в МАФ несколькими нац. орг-циями (как, напр., США, ФРГ, Франция и др.), лишь одна из этих орг-ций имеет право голоса. СССР — чл. МАФ с 1956, и представлен в ней Советом по междунар. сотрудничеству в области исследования и использования космич. пространства при АН СССР (*«Интеркосмос»*).

Эмблема Международной астронавтической федерации

В Уставе, принятом в 1961, основная задача определена так: «Способствовать развитию астронавтики в мирных целях». В Уставе МАФ закреплено положение, в соответствии с к-рым при выборах руководящих органов МАФ должна учитываться роль страны в исследовании космич. пространства, а также принцип справедливого географич. представительства. Осн. руководящий орган МАФ — Ген. ассамблея, к-рая собирается ежегодно одновременно с конгрессом МАФ. В функции Ген. ассамблеи входят приём новых членов и выборы должностных лиц, финансовые вопросы, создание новых комитетов и комиссий МАФ, определение места и даты созыва очередного конгресса и др. В промежутках между сессиями Ген. ассамблеи текущей работой МАФ руководит бюро (президент и 4 вице-президента). Источником доходов МАФ являются ежегодные членские взносы и пожертвования.

Т. Маттингли

У. Мербольд

МАФ поддерживает связи с правительств. и неправительств. орг-циями, занимающимися проблемами космич. исследований и пользуется консультативным статусом при ряде межправительств. междунар. орг-ций.

Начиная с 1950 МАФ ежегодно проводит Междунар. астронавтич. конгрессы. Участники конгрессов обмениваются результатами научно-технич. исследований в самых разл. областях, связанных с космонавтикой. С 1956 активное участие в астронавтич. конгрессах принимают сов. учёные.

Помимо конгрессов, МАФ за последние годы организовала ряд науч. симпозиумов. МАФ создано неск. постоянных и временных комитетов и комиссий (по биоастронавтике, прикладным исследованиям, энергетике, вопросам просвещения и др.). В рамках МАФ и под её руководством с 1960 функционируют *Международная академия астронавтики* и *Международный институт космического права*. Каждая из этих организаций имеет свой устав и свои руководящие органы. Официальные языки: русский, английский, французский, испанский и немецкий. Штаб-квартира и Секретариат находятся в Париже. Первый президент МАФ Э. *Зенгер* (1951—1953).

МЕЖДУНАРО́ДНОЕ СОТРУ́ДНИЧЕСТВО В КО́СМОСЕ. Советский Союз осуществляет программы международного сотрудничества в исследовании и использовании космического пространства в мирных целях со многими государствами и международными организациями. Соглашения о проведении совм. исследований в космосе заключены с социалистич. странами (ВНР, ГДР, МНР, НРБ, ПНР, Республика Куба, СРВ, СРР, ЧССР), Индией, США, Францией, Швецией. С науч. и правительств. орг-циями 17 стран Европы, Азии, Африки и Латинской Америки имеются соглашения о создании совм. станций наблюдений за ИСЗ. СССР активно участвует в создании междунар. орг-ций и систем по использованию ИСЗ в народнохоз. целях (*«Интерспутник»*, *«Инмарсат»*), вносит конструктивный вклад в деятельность *Комитета ООН по использованию космического пространства в мирных целях*, ряда специализир. учреждений ООН и междунар. науч. орг-ций, занимающихся проблемами космич. исследований (Междунар. союз электросвязи, Всемирная метеорологич. орг-ция, ЮНЕСКО, Междунар. орг-ция гражд. авиации, Межправительств. мор. консультативная орг-ция. *Коспар*, *Международная астронавтическая федерация* и др.).

Сотрудничество социалистических стран по программе «Интеркосмос». 14.4.1965 Председатель Совета Министров СССР А. Н. Косыгин обратился к главам правительств социалистич. стран с письмом, в к-ром предлагалось совм. изучить возможности сотрудничества социалистич. стран в космич. исследованиях. В 1965 и 1967 в Москве состоялись встречи представителей ВНР, ГДР, МНР, НРБ, ПНР, Республики Куба, СРР, СССР и ЧССР, на к-рых была разработана комплексная программа сотрудничества. Эта программа в 1970 получила наименование «*Интеркосмос*». Такое же назв. присваивается ИСЗ, запускаемым в соответствии с данной программой. Спутник «Интеркосмос-1» был выведен на орбиту 14.10.1969. После этого был запущен ещё 21 спутник серии «Интеркосмос», науч. аппаратура для к-рых разрабатывалась и изготавливалась в ряде социалистич. стран. На ИСЗ этой серии проводится изучение физических процессов, происходящих на Солнце, в атмосфере Земли и в межпланетном пространстве. Наряду со спутниковыми исследованиями проводятся совместно эксперименты с помощью метеорологич. и геофизич. ракет, а также наземные наблюдения, лабораторные и теоретич. исследования. В частности, в 1970—81 было запущено 10 высотных ракет «*Вертикаль*» с науч. аппаратурой пяти стран. Программа «Интеркосмос» предусматривает сотрудничество в пяти осн. областях: науч. исследования космич. пространства, связь через ИСЗ, космич. метеорология, космич. биология и медицина, изучение ресурсов Земли из космоса. Соответственно учреждены пять постоянно действующих рабочих групп в составе представителей всех стран—участниц сотрудничества. В каждой из перечисл. областей сотрудничества получены конкретные науч. и практич. результаты. 13.7.1976 9 социалистич. стран подписали в Москве Соглашение о сотрудничестве в исследовании и использовании космич. пространства в мирных целях. В 1979 к этому соглашению присоединилась СРВ. Соглашение, не меняя осн. организац. принципов сотрудничества, придало ему более определённую международно-правовую основу, что должно облегчить реализацию новых совм. проектов. Важным событием в развитии программы явилось предложение СССР об участии граждан социалистич. стран в пилотируемых полётах на сов. КК и орбит. станциях. На основе договорённости, достигнутой в 1976, совершили полёты в космос граждане ЧССР, ПНР, ГДР (1978), НРБ (1979), ВНР, СРВ, Республики Куба (1980), МНР, СРР (1981).

Двусторонние соглашения о сотрудничестве. С С С Р — С Ш А. Первое соглашение о сотрудничестве учёных СССР и США в области исследования космич. пространства было заключено АН СССР и НАСА 8.6.1962. Оно предусматривало проведение ряда совм. работ в области космич. метеорологии, космич. связи, а также обмен результатами измерений, с целью составления карты магнитного поля Земли. В 1965 была достигнута договорённость о написании совм. трёхтомного труда «Основы космической биологии и медицины», работа над к-рым была завершена в 1975. 24.5.1972 во время встречи на высшем уровне в Москве было подписано Соглашение между СССР и США о сотрудничестве в исследовании и использовании космического пространства в мирных целях. Подписание такого соглашения стало возможным только в условиях улучшения отношений между двумя гос-вами и общей разрядки междунар. напряжённости. Соглашение предусматривало развитие сотрудничества в трёх осн. направлениях: 1) содействие выполнению договорённости между АН СССР и НАСА от 21.1.1971 относительно координации или совместного проведения экспериментов, а также обмена информацией в ряде областей космических исследований; 2) проведение работ по созданию совместимых средств сближения и стыковки сов. и амер. КК и орбит. станций, включая совм. экспериментальный полёт КК типа «*Союз*» и «*Аполлон*» для испытания таких систем; 3) содействие междунар. усилиям, направленным на решение международно-правовых проблем исследования и использования космич. пространства в мирных целях. Центральное место в сотрудничестве СССР и США по космосу на протяжении неск. лет занимали работы по созданию совместимых средств сближения и стыковки сов. и амер. КК и орбит. станций по программе *ЭПАС*. По своей сложности и масштабам это была наиболее крупная из работ, когда-либо осуществлявшихся на основе двустороннего сотрудничества гос-в в освоении космоса. Успешный совм. экспериментальный полёт по программе ЭПАС состоялся в июле 1975. По проблемам исследований околоземного космич. пространства, Луны и планет, космич. метеорологии, изучения природной среды из космоса, а также космич. биологии и медицины образованы смешанные рабочие группы, в рамках к-рых осуществляется координация проводимых исследований, обмен науч. информацией и проведение нек-рых совм. экспериментов. В связи с истечением срока действия соглашения от 24.5.1972 новое соглашение между СССР и США о сотрудничестве в исследовании и использовании космич. пространства в мирных целях было подписано в Женеве 18.5.1977. В 1982 это соглашение утратило свою силу в связи с отказом правительства США продлить срок его действия, что явилось отражением общего курса американской администрации на обострение отношений с Советским Союзом и широкое использование космической техники в военных целях.

С С С Р — Ф р а н ц и я. 30.6.1966 в Москве было подписано межправительств. соглашение СССР и Франции о сотрудничестве в области изучения и освоения космич. пространства в мирных целях. Пр-ва обоих гос-в договорились об осуществлении программ двустороннего сотрудничества и об оказании в этих целях поддержки и помощи заинтересованным орг-циям обеих стран. Соглашение определило осн. направления сотрудничества: изучение космич. пространства, космич. метеорология, связь через ИСЗ, обмен науч. информацией, стажёрами, науч. делегациями и организация конференций и симпозиумов. По взаимной договорённости позже к этим направлениям была добавлена космич. биология и медицина. Механизм сотрудничества включает смешанные рабочие группы из представителей науч. и технич. орг-ций, к-рым предоставлено право подписания рабочих протоколов, определяющих конкретное содержание и условия сотрудничества. Практич. работа по осуществлению соглашения возложена на Совет «Интеркосмос» при АН СССР и *Национальный центр космических исследований* Франции. По каждому из направлений сотрудничества, определённых соглашением, достигнуты важные практич. результаты, получившие высокую оценку мировой науч. общественности. Для проведения совм. экспериментов используются различные науч. и технич. средства СССР и Франции: от высотных дрейфующих аэростатов и иссл. ракет до луноходов, КА, а также комплексы наземных средств. Наиболее крупные советско-франц. проекты: АРАКС, «Омега», «Аркад», «Стерео», доставка на Луну франц. лазерных *уголковых отражателей* с помощью сов. КА «Астрон» и др. Ряд франц. ИСЗ был выведен на орбиту с помощью сов. РН «Союз» и «Космос». В 1980—82 в Сов. Союзе прошли подготовку два франц. кандидата в космонавты, один из к-рых совершил полёт на сов. КК и орбит. станции в 1982.

С С С Р — И н д и я. 13.1.1964 было подписано первое соглашение между Гидрометеослужбой СССР и Департаментом атомной энергии Индии, в соответствии с к-рым СССР оказал помощь Индии в технич. оснащении междунар. полигона для ракетного зондирования атмосферы, созданного на юге Индостанского п-ова в р-не геомагнитного экватора. В развитие этого соглашения в 1970 было подписано советско-индийское соглашение о проведении систематич. ракетного зондирования на этом полигоне с использованием сов. метеорологич. ракет. В проведении совм. экспериментов и осуществлении запусков ракет участвуют как инд., так и сов. специалисты. Углублению и развитию советско-инд. сотрудничества в изучении космоса способствовало подписание 10.5.1972 соглашения между АН СССР и ИСРО (*Индийской организацией космических исследований*) о запуске первого индийского ИСЗ советской РН. Успешный запуск спутника «*Ариабхата*» состоялся 19.4.1975. В соответствии с достигнутой договорённостью второй инд. ИСЗ «*Бхаскара*», предназнач. для изучения природных ресурсов Земли, был также выведен на орбиту советской РН (1979). Запуск третьего инд. ИСЗ с помощью сов. РН осуществлён в 1981. В Советском Союзе прошли подготовку два индийских кандидата в космонавты, один из которых совершил полёт в космос в составе экипажа сов. КК и орбит. станции в 1984.

С С С Р — Ш в е ц и я. В 1976 на ИСЗ «Интеркосмос-16» был проведён совм. советско-швед. эксперимент с целью исследования переходной области между хромосферой и короной Солнца. Этим экспериментом было положено начало совм. работам в космосе учёных СССР и Швеции.

В 1978—79 на ИСЗ «Прогноз-7» был успешно осуществлён эксперимент «Промикс» по исследованию высокоэнергичных частиц магнитосферы Земли. Науч. коллективы обеих стран регулярно проводят исследования верхних слоёв атмосферы Земли с помощью высотных дрейфующих аэростатов, запускаемых со шведского полигона *Кируна*.

Кроме СССР, значит. число соглашений по сотрудничеству в изучении и освоении космоса заключили США, а также страны Зап. Европы, создавшие *Европейское космическое агентство*. Сотрудничество гос-в в исследовании и использовании космич. пространства в мирных целях превратилось в важный составной элемент всей системы совр. международных отношений.

В. С. Верещетин.

МЕЖДУНАРО́ДНЫЙ АСТРОНОМИ́ЧЕСКИЙ СОЮ́З (МАС) — научное общество, входящее в Международный со-

вет научных союзов. МАС создан в 1919, его членами являются 43 гос-ва (СССР — с 1935). Осн. задачи МАС: содействие астрономич. исследованиям и развитию астрономии во всех её аспектах; организация междунар. науч. кооперации в области астрономии; защита интересов астрономии в др. междунар. науч. орг-циях. Рабочими органами МАС являются Исполнит. комитет МАС и ок. 40 комиссий МАС по отд. проблемам астрономии. Комиссии МАС ведут осн. координационную работу, в частности путём организации междунар. конференций, симпозиумов и т. п. Руководство работой МАС осуществляется Ген. ассамблеями МАС, к-рые собираются раз в 3 года в одной из стран — членов МАС (в 1958 в Москве). Ген. ассамблея на общих собраниях и на заседаниях комиссий заслушивает науч. доклады по наиболее актуальным проблемам астрономии, утверждает отчёты об астрономич. исследованиях, рекомендует программы исследований, требующих участия астрономов разл. стран, обсуждает юридич. и финансовые проблемы МАС. Сов. Союз принимает активное участие в работе МАС; сов. астрономы неоднократно избирались на руководящие посты МАС.

МЕЖДУНАРО́ДНЫЙ ГЕОДЕЗИ́ЧЕСКИЙ И ГЕОФИЗИ́ЧЕСКИЙ СОЮ́З (МГГС) — научное общество, входящее в Международный совет научных союзов. МГГС создан в 1919, его членами являются нац. научные организации 77 гос-в (АН СССР — с 1954). В нач. 1980-х гг. МГГС объединял 7 междунар. ассоциаций: геодезии, сейсмологии и физики недр Земли; метеорологии и физики атмосферы; геомагнетизма и аэрономии; физ. наук об океане; науч. гидрологии; вулканологии; химии недр Земли. Ген. ассамблеи МГГС созываются один раз в 4 года в разных странах. В периоды между Ген. ассамблеями работают бюро, исполкомы, комитеты МГГС и ассоциаций, геофиз. службы. МГГС ежегодно проводит симпозиумы, в т. ч. по проблемам изучения верхней атмосферы, ионосферы, магнитного и гравитац. полей Земли, использования ИСЗ и ракет в геофизич. и геодезич. целях и др. В 60-е гг. повысилось внимание к координации исследований стран по комплексным проблемам (проект Верхней мантии Земли, Программа глобальных атмосферных исследований и др.) и к использованию совр. вычислит. методов в геофизике. В МГГС с участием науч. общественности рассматриваются также науч. программы др. междунар. орг-ций, напр. системы ООН, с к-рыми МГГС имеет соглашения о сотрудничестве. Нац. комитетом СССР в МГГС является Междуведомств. геофиз. комитет АН СССР.

МЕЖДУНАРО́ДНЫЙ ГЕОФИЗИ́ЧЕСКИЙ ГОД (МГГ) — период с 1.7.1957 по 31.12.1958 (18 мес), в течение к-рого 67 стран мира проводили геофизические наблюдения и исследования по единой программе и методике. МГГ явился преемником двух Междунар. полярных годов. Его проведением руководил спец. комитет. На 1959 МГГ был продолжен как Междунар. геофиз. сотрудничество. Одной из осн. проблем МГГ было изучение влияния *солнечной активности* на явления и процессы в магнитосфере, ионосфере и атмосфере Земли. Для проведения МГГ было выбрано время, соответствующее периоду очередного максимума солнечной активности. Впервые были созданы системы планетарных наблюдений над состоянием физ. полей Земли и общей циркуляцией атмосферы. Синхронность наблюдений во время солнечных вспышек и магнитных возмущений обеспечивалась центрами прогнозов и оповещений. Последние передавались станциями всех стран. В период МГГ были широко развёрнуты ракетные исследования. Особую ценность имели осуществлённые впервые запуски ИСЗ. Были изучены многие явления, проливающие свет на механизм солнечно-земных связей, сделаны принципиально новые открытия, относящиеся к явлениям в верх. слоях атмосферы и околоземном космич. пространстве. Наиболее важным для осуществления космич. полётов человека явилось открытие *радиационного пояса Земли* на основе измерений с сов. и амер. ИСЗ. Организованные системы наблюдений, а также мировые центры сбора данных, оповещений и др. получили дальнейшее развитие после окончания МГГ.

МЕЖДУНАРО́ДНЫЙ ГОД СПОКО́ЙНОГО СО́ЛНЦА (МГСС) — программа согласованных наблюдений и исследований *солнечной активности* и связанных с нею геофизических явлений, реализуемая во время минимума солнечной активности (при «спокойном» Солнце). В программе МГСС (1964—65) приняли участие науч. учреждения более чем 70 стран. Цель исследований во время МГСС — изучение влияния Солнца при отсутствии каких бы то ни было образований на его диске на геофиз. явления, а также детальное изучение аналогичного влияния на Землю тех или иных видов активности — каждого в отдельности, поскольку в эпоху минимума солнечной деятельности удаётся наблюдать отд. проявления солнечной активности (пятна, хромосферные вспышки и др.) изолированно от др. проявлений. Подобно *Международному геофизическому году* программа МГСС включала исследования Солнца, ионосферы, геомагнетизма, космич. лучей, свечения неба и полярных сияний, свойств земной атмосферы, а также свойств околоземного космич. пространства. Последние исследования осуществлялись при помощи многочисл. ИСЗ, космич. зондов, межпланетных КА и высотных геофиз. ракет.

МЕЖДУНАРО́ДНЫЙ ИНСТИТУ́Т КОСМИ́ЧЕСКОГО ПРА́ВА, МИКП (International Institute of Space Law, IISL) — создан в 1960 при *Международной астронавтической федерации* (МАФ) вместо постоянного комитета МАФ по космическому праву, к-рый существовал с 1957 по 1959. Ин-т насчитывает св. 400 членов. Руководящий орган ин-та — Совет директоров (16 директоров из разл. стран). Из их числа избираются президент, 2 вице-президента, секретарь и казначей. Совет проводит заседания дважды в год — весной и осенью. МИКП финансируется за счёт субсидий и пожертвований, а также доходов от его публикаций. Институт ежегодно в период международных астронавтич. конгрессов организует коллоквиумы по актуальным проблемам *космического права международного.* Ин-том организованы также два междунар. симпозиума по преподаванию и изучению космич. права (в 1969 в Буэнос-Айресском ун-те и в 1971 в Брюссельском ун-те). Материалы междунар. коллоквиумов по космич. праву ежегодно публикуются. В 1964—73 МИКП публиковал также ежегодную библиографию по космич. праву.

МЕЖЗВЁЗДНАЯ СВЯЗЬ — односторонний или двусторонний обмен информацией между *внеземными цивилизациями,* находящимися в разных планетных системах. Обсуждались возможности М. с. по радио (вероятно, в диапазоне длин волн от 3 до 30 см), оптич. М. с. (лазерным лучом), путём посылки к др. системам автоматич. зондов. Наиболее вероятно установление межзвёздной радиосвязи. Предусматривается малоинформативная передача сигналов — импульсов сравнительно большой длительности на почти синусоидальной несущей волне, частота к-рой в целях облегчения поиска может определяться природным стандартом (напр., частотой спектральной линии водорода с длиной волны 21 см), и высокоинформативная передача в широком интервале частот. Первый вид М. с. при технических возможностях, соответствующих современному уровню развития земной цивилизации, может быть установлен на расстояниях десятков и сотен пк (10^{18}—10^{19} м). Для высокоинформативной М. с. эти расстояния существенно меньше. Исследование проблем М. с. сосредоточено на разработке методов обнаружения разумных сигналов (напр., выявление радиоисточников с очень малыми угловыми размерами или с особенностями в спектре), создании аппаратуры для выявления слабых узкополосных сигналов на фоне сильного шума, методов отличия разумных сигналов от естеств. космич. радиоизлучения и методов их дешифровки. Были проведены пока безуспешные попытки обнаружения радиосигналов М. с. от нек-рых близких звёзд (ε Эридана и τ Кита) и анализ «на искусственность» нек-рых космич. радиоисточников с особенностями в спектре (см. *Линкос, Проект «Озма»*).

МЕЖЗВЁЗДНАЯ СРЕДА́ — межзвёздное пространство, заполненное атомами и молекулами газа, частицами космической пыли, а также *космическими лучами* и релятивистскими электронами, движущимися в межзвёздном магнитном поле. Межзвёздный газ (гл. обр. водород) — доминирующая компонента межзвёздной материи, ср. плотность ~ 10^{-21} кг/м^3 (1 атом водорода в 1 см^3). Как и горячие звёзды ранних спектральных классов, межзвёздный газ концентрируется к плоскости Галактики, образуя слой толщиной 100—200 пк, и сосредоточен гл. обр. в спиральных рукавах. Вблизи горячих звёзд образуются области ионизов. водорода. Наиболее плотные части областей наблюдаются в виде ярких диффузных *галактических туманностей* или слабо светящихся областей. Электронная температура этих областей ~ 5000—8000 К. Однако осн. массу межзвёздного газа составляют области нейтрального водорода. Электронная темп-ра в этих областях ниже (свободные электроны здесь возникают за счёт ионизации атомов кальция, натрия и др. элементов с низким потенциалом ионизации). Нейтральный водород наблюдается в радиодиапазоне на длине волны $\lambda = 21$ см. По излучению на этой волне сейчас исследована спиральная структура нашей Галактики. Кроме того, в спектрах далёких звёзд наблюдаются узкие линии поглощения межзвёздного происхождения, которые принадлежат ионам кальция, натрия и др. В межзвёздном пространстве присутствуют молекулы гидроксила (OH) и аммиака (NH_3), а также ряд др. молекул, к-рые наблюдаются по их излучению в сантиметровом радиодиапазоне. Наличие водорода, гелия и др. элементов в М. с. делает её непрозрачной для излучения с длиной волны

$\lambda < 91{,}2$ нм вплоть до мягкого рентгеновского излучения (λ ок. 3 нм), для к-рого М. с. опять становится прозрачной. Межзвёздная пыль обнаруживается по поглощению света, идущего от далёких звёзд и галактик; в частности, тёмные пятна на звёздном фоне и раздвоение Млечного Пути — также следствие поглощения света звёзд слоем пыли. Пыль, как и газ, имеет сильную концентрацию к плоскости Галактики. (Считается, что плотные и первоначально холодные газово-пылевые комплексы являются источниками образования звёзд — см. в ст. *Звёзды*.) Вблизи этой плоскости поглощение света в видимой области спектра в среднем равно одной звёздной величине на 1000 пк, т. е. поток от звезды, находящейся на таком расстоянии, ослаблен в 2,5 раза. С удалением от плоскости Галактики межзвёздное поглощение быстро убывает. Межзвёздное поглощение очень неоднородно, что указывает на сильно клочковатую структуру поглощающей материи. Важное свойство межзвёздного поглощения — его селективность (избирательность), т. е. зависимость поглощения от длины волны света (поглощение увеличивается к синей части спектра). Поэтому далёкие звёзды кажутся более красными. Это покраснение даёт возможность изучать структуру и распределение пыли в Галактике. Межзвёздные пылинки не только поглощают свет далёких звёзд, но и поляризуют его. Это объясняется тем, что пылинки имеют вытянутую форму и одинаково ориентированы межзвёздным магнитным полем. Размер космич. пылинок $\sim 10^{-7}$ м. Образуются пылинки вследствие конденсации межзвёздных молекул на более мелких частицах, возможно металлических, поэтому пылинки по существу должны представлять собой кристаллики льда, замёрзшего аммиака, метана и т. п. Темп-ра пылинок 10—30 К, она определяется по способности пылинок поглощать и излучать энергию. Прямых наблюдений, указывающих на темп-ру пылинок, состав и механизм их образования, не имеется. На присутствие магнитного поля в М. с. указывают: поляризация света далёких звёзд, удержание галактич. космич. лучей в пределах Галактики, нетепловое радиоизлучение Галактики и Фарадеево вращение плоскости поляризации далёких радиоисточников. Ср. напряжённость межзвёздного магнитного поля ~ 800 мА/м. Наибольшая плотность межзвёздного магнитного поля — в рукавах, где оно носит регулярный характер; силовые линии направлены вдоль рукавов. Однако межзвёздное магнитное поле заполняет всю сферич. подсистему разрежённого межзвёздного газа; размеры этой подсистемы близки к диаметру Галактики. Плотность космич. лучей и релятивистских электронов в М. с. такова, что ср. плотность энергии этих частиц $\sim 10^{-13}$ Дж/м^3 и сравнима с энергией галактич. магнитного поля. *В. И. Проник.*

МЕЖКОНТИНЕНТА́ЛЬНАЯ БАЛЛИСТИ́ЧЕСКАЯ РАКЕ́ТА (МБР) — стратегическая управляемая *баллистическая ракета*, входящая в класс «земля — земля». Дальность полёта св. 10 тыс. км. МБР предназначены для поражения объектов, располож. на больших расстояниях и на удалённых континентах; все они многоступенчатые.

МЕЖОРБИТА́ЛЬНЫЕ БУКСИ́РЫ — общее название ракетных блоков различного типа, предназначенных для перевода КА с низкой орбиты на более высокую вплоть до стационарной, а также для вывода КА из поля тяготения Земли.

МЕЖПЛАНЕ́ТНАЯ ПЫЛЬ — совокупность частиц твёрдого вещества микрометровых и субмикрометровых размеров, распределённого в Солнечной системе в виде облака, окружающего Солнце (зодиакальное облако). Солнечный свет, рассеянный зодиакальным облаком, наблюдается на фоне ночного неба в виде *зодиакального света*, а также во время полных солнечных затмений в виде *F*-короны. Более крупные пылевые частицы, возникающие в результате распада комет и рассеянные вдоль орбиты родительской кометы, образуют рои микрометеоров. Когда Земля при своём движении по орбите пересекает такие рои, пылевые частицы влетают в атмосферу Земли и наблюдаются в виде слабых метеоров. Пылевые частицы имеют хим. состав, близкий к составу *метеоритов*. Однако, как показывает анализ наблюдений зодиакального света, в межпланетном пространстве каменных (силикатных) частиц больше, чем металлических (железных). Кроме гравитац. притяжения Солнца и планет, на пылевые частицы действует световое давление (отталкивание) Солнца, эффективность к-рого зависит от размеров, плотности и коэф. отражения частицы. Для металлич. частиц размером 0,1—0,5 мкм световое давление превышает гравитац. притяжение Солнца, и такие частицы выбрасываются из Солнечной системы. Для частиц бо́льших размеров световое давление меньше гравитац. притяжения. В этом случае оказывается эффективным т. н. радиативное торможение частиц (эффект Пойнтинга — Робертсона), к-рое приводит к тому, что частицы движутся вокруг Солнца не по эллипсам, а по спиралям, медленно закручивающимся к Солнцу (на приближение частицы микрометрового размера от Земли к Солнцу уходит ок. 1 млн. лет). При приближении пылевых частиц к Солнцу их темп-ра возрастает, и вблизи Солнца частицы полностью испаряются. Благодаря этому непосредственно ок. Солнца образуется т. н. пустая зона — область, свободная от пыли. Радиус пустой зоны по разл. оценкам составляет 0,02—0,1 а. е. Пылевые частицы в межпланетном пространстве движутся с космич. скоростями. Ср. скорость этих частиц относительно КА принимается 15 км/с; т. о., пылевые частицы, несмотря на свою малую массу, обладают большой кинетич. энергией и поэтому могут представлять опасность для КА (*метеорная опасность*). До сих пор не было достоверного случая разрушения КА в результате столкновения его с такими частицами. Однако на разл. внеш. частях КА обнаруживались большие кратеры размером в десятки и сотни микрометров, образовавшиеся в результате удара пылевых частиц (метеорная эрозия). Попадая в земную атмосферу, пылевые частицы постепенно оседают на земную поверхность. Если в атмосферу внедряется большое кол-во пыли, ночью могут наблюдаться т. н. светящиеся облака (светлые ночи), обусловл. рассеянием света на пылевых частицах. В обычных условиях пыль в верхней атмосфере на высотах ок. 100 км оптически проявляется во время сумерек, благодаря тому, что пылевые частицы эффективно рассеивают солнечное излучение.

М. п. исследуется косвенными методами, основанными на наблюдениях зодиакального света, противосияния, *F*-короны и метеоров. Нек-рые сведения о кол-ве М. п. получают, собирая внеземное вещество в донных отложениях океанов, во льдах Арктики и Антарктики и в др. местах, удалённых от пром. центров. Однако эти оценки очень неточны, что обусловлено трудностями разделения пыли земного и внеземного происхождения. Важные результаты получены прямыми методами исследования пыли путём подсчёта числа частиц при помощи датчиков разл. типа, устанавливаемых на КА и ракетах. Используются также датчики, регистрирующие скорость, направление движения и массу пылевой частицы, сталкивающейся с КА. Этими прямыми методами регистрируются частицы с массой более 10^{-11} кг. Установлено, что концентрация пылевых частиц в межпланетном пространстве возрастает с уменьшением размеров (массы) частиц. На расстоянии 1 а. е. от Солнца в свободном межпланетном пространстве в 1 м^3 содержится $\sim 5 \cdot 10^{-20}$ кг пыли. По мере удаления от Солнца концентрация пыли убывает.

М. п. непрерывно образуется в Солнечной системе. Согласно теории В. Г. Фесенкова значит. кол-во пыли возникает при разрушении астероидов, происходящем в результате их взаимных столкновений. Кроме того, пыль вносится в межпланетное пространство кометами. Если бы не существовали источники пыли, примерно за 100 тыс. лет вся пыль исчезла бы из околосолнечного пространства. М. п. иногда наз. космич. пылью. Космич. пылью наз. также и межзвёздную пыль.

О газовой составляющей и электромагнитных полях межпланетного пространства см. в ст. *Солнечный ветер*.

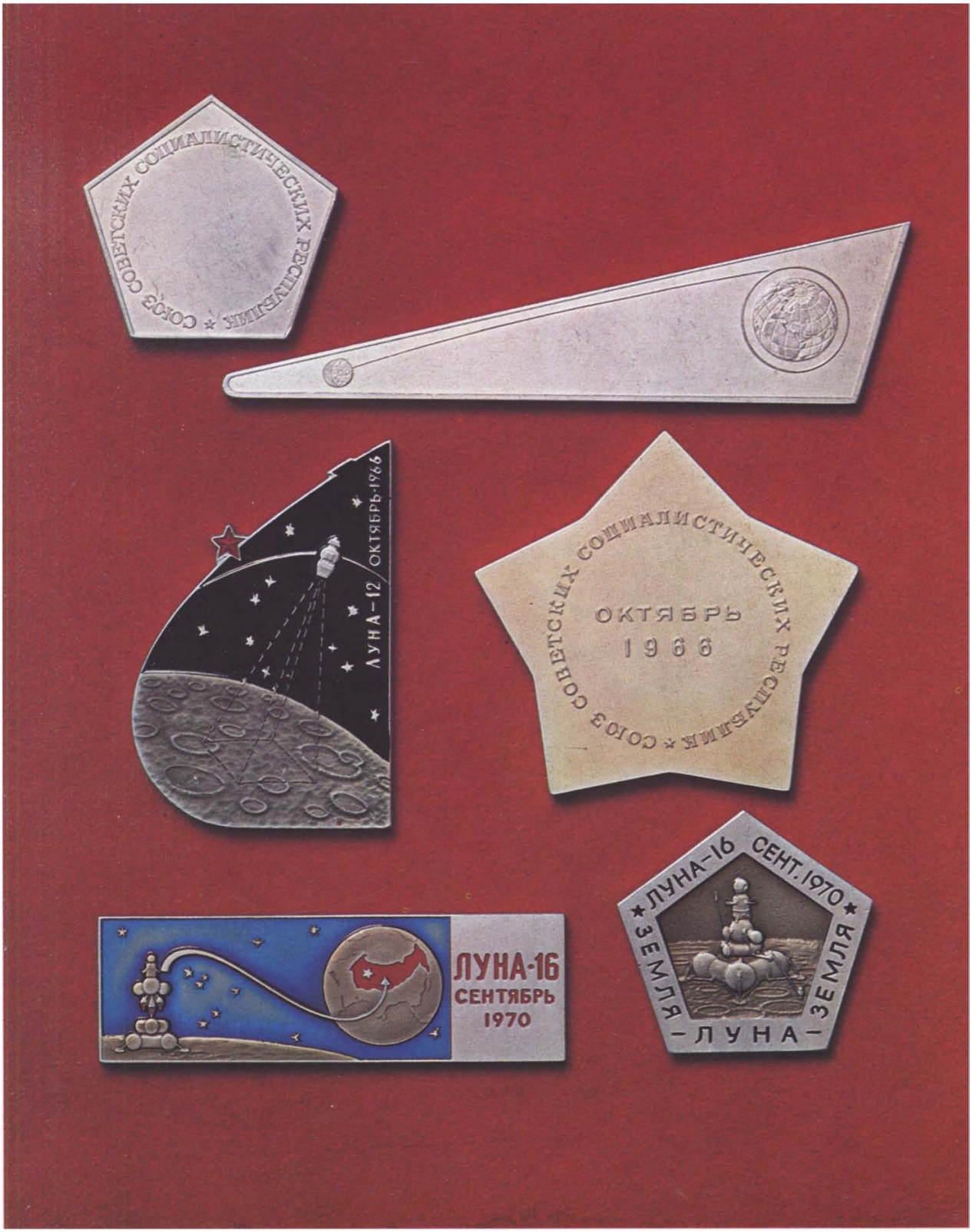
Н. Б. Дивари.

МЕЖПЛАНЕ́ТНОЕ ПРОСТРА́НСТВО — область космического пространства в пределах наибольшей из планетных орбит (в наст. время — орбиты Плутона). М. п.— не абс. вакуум. Кроме планет, их спутников, астероидов, комет и др. крупных КО, в нём содержится *межпланетная пыль* и движутся метеорные тела, к-рые могут при встрече с Землёй выпадать на её поверхность в виде *метеоритов*. Помимо полей тяготения, магнитных и электростатич. полей, М. п. пронизано электромагнитным и корпускулярным излучением небесных тел, гл. обр. Солнца. Темп-рой М. п. наз. темп-ра небольшого абсолютно чёрного шарика, помещённого на заданном расстоянии от Солнца. На расстоянии Земли такой шарик нагреется до темп-ры 277 К.

МЕЖПЛАНЕ́ТНЫЙ КОСМИ́ЧЕСКИЙ КОРА́БЛЬ (МКК) — *космический корабль* для полётов человека к планетам Солнечной системы (осуществления *планетной экспедиции*). Имеется ряд проектов МКК, состоящих из следующих элементов: осн. блока для размещения экипажа с обслуживающими системами и аппаратуры управления бортовым комплексом и полётом корабля, энергетич. (ракетных) блоков, аппаратов для посадки на планету и возвращения, планетных зондов. В этих проектах осн. блок состоит из неск. отсеков: жилого, рабочего, приборно-агрегатного, радиац. убежища (для защиты экипажа от радиации в период мощных солнечных вспышек) и др. Длит. полёт МКК может потребовать создания в процессе полёта искусств. силы тяжести, к-рую можно получить вращением всего корабля вокруг собств. центра масс. Особенность бортовых систем МКК — высокая надёжность, обеспечи-

Памятные вымпелы (слева — лицевая сторона, справа — оборотная), выпущенные в честь запусков орбитальной станции «Салют-6», КК «Союз», КА «Прогресс», международного экипажа СССР — ГДР (авт. Г. А. Балашова).

Копии вымпелов в натуральную величину (лицевая сторона), установленных на КА «Луна-9», «Луна-12», «Луна-16» (авт. А. Д. Грачёв).



Копии вымпелов в натуральную величину (оборотная сторона), установленных на КА «Луна-9», «Луна-12», «Луна-16».

Копии вымпелов в натуральную величину (лицевая сторона), установленных на КА «Луна-17», «Марс-2», «Марс-3» (авт. Г. М. Тургенев), «Венера-8» (авт. Г. Ф. Мейстер)

Копии вымпелов в натуральную величину (оборотная сторона), установленных на КА «Луна-17», «Марс-2», «Марс-3», «Венера-8».

Копии вымпелов в натуральную величину (лицевая сторона), установленных на КА «Луна-21» (авт. Г. Ф. Мейстер), «Венера-10» (авт. А. В. Пушкарный), «Луна-24» (авт. Г. М. Тургенев).

Копии вымпелов в натуральную величину (оборотная сторона), установленных на КА «Луна-21», «Венера-10», «Луна-24».

1

2

3

4

5

6

К ст. НАСА медали. Медали НАСА в натуральную величину: **1** — «За выдающиеся заслуги»; **2** — «За выдающиеся общественные заслуги»; **3** — «За выдающееся руководство»; **4** — «За исключительные заслуги»; **5** — «За исключительное мужество»; **6** — «За исключительные научные достижения».

вающая их безаварийную работу в течение неск. лет,— может быть достигнута созданием унифицированных резервных модулей, применением ремонтопригодной аппаратуры и т. п. Аппарат для посадки на планету предполагается использовать для доставки экипажа с орбиты на поверхность планеты; он должен обеспечить проведение иссл. работ и возвращение экипажа на МКК. Торможение и посадка (в большинстве проектов) предусматривает комбинацию аэродинамич. средств и ракетных ДУ. Для обеспечения иссл. работ аппарат может включать передвижные средства, буровые установки, лабораторное оборудование. Аппарат должен иметь также взлётную ступень для старта, сближения и стыковки с МКК на орбите искусств. спутника планеты. Энергетич. (ракетный) блок должен обеспечивать старт с орбиты ИСЗ, коррекцию траектории Земля — планета, торможение для выхода на околопланетную орбиту, коррекцию околопланетной орбиты, старт к Земле, коррекцию траектории планета — Земля. В проектах возможно применение РД с разл. источниками энергии; наиболее перспективны энергетич. блоки с ЯРД и ЭРД. Планетные зонды предназначены для исследования планеты, когда не представляется возможной посадка пилотируемого аппарата (напр., при экспедиции к Венере) или для расширения программы исследования планеты (наряду с пилотируемым посадочным аппаратом). Зонды могут быть подвижными и неподвижными, с возвращением материалов исследования на МКК или с передачей информации по радиоканалу, с посадкой на поверхность или атмосферные (аэростатного типа). Спускаемый аппарат будет доставлять экипаж на Землю; вход в атмосферу может осуществляться со скоростями, превышающими вторую космическую. *Л. А. Горшков.*

МЕЗОПА́УЗА — переходная область атмосферы между *мезосферой* и *термосферой* с минимальной температурой на высоте около 80 км от поверхности Земли. М. отчётливо выявляется лишь в летнее время; измерения зимой показывают почти пост. темп-ру в диапазоне высот примерно от 60 до 90 км. Природа М. окончательно не выяснена.

МЕЗОПИ́К, стратопауза, — область атмосферы с максимальной температурой на высоте 50—60 км. Ниже этого уровня интенсивность УФ излучения Солнца в области спектра 18—34 мкм заметно уменьшается вследствие поглощения молекулами озона, а выше этого уровня концентрация поглощающих молекул озона и водяного пара быстро падает. Т. о., макс. приток энергии располагается на выс. 50—60 км, и это приводит к появлению максимума темп-ры. Концентрация озона и водяного пара выше М. весьма переменна, так что снижение темп-ры на высотах более 50 км наблюдается далеко не всегда. Обычно М. ясно выражен летом, зимой может отсутствовать. М.— переходная область между *стратосферой* и *мезосферой*.

МЕЗОСФЕ́РА — область атмосферы между *мезопиком* и *мезопаузой* на высоте от 50 до 80 км. В М. осн. энергетич. процессом является лучистый теплообмен, причём важнейшую роль играют поглощение солнечного излучения озоном (в области длин волн короче 30 мкм), а также водяным паром и углекислым газом и, кроме того, рассеяние УФ излучения молекулами кислорода. В М. происходят сложные фотохим. процессы с участием химически активных компонентов атмосферы — свободных радикалов, колебательно возбуждённых молекул и т. д. Возникающее при этих процессах свечение атмосферы состоит в осн. из свечения гидроксила (видимая и ИК области спектра), полос Герцберга молекулы кислорода (УФ область спектра), континуума (видимая область спектра), а также ряда др. эмиссий. Исследование этого свечения позволяет регулярно измерять темп-ру в М. спектроскопич. методами с наземных станций. С др. стороны, теплоотвод путём ИК излучения гидроксила и углекислого газа, по-видимому, играет роль в тепловом балансе верх. части М. Детальные измерения структурных параметров (плотности, темп-ры) М. производятся с помощью аппаратуры, поднимаемой на *метеорологических ракетах*. В области М. удалось выявить сезонные вариации темп-ры, проследить развитие крупномасштабных вихрей, являющихся продолжением соответствующих образований в ниж. атмосфере. Исследование структурных свойств М. необходимо, в частности, для расчёта оптимального *коридора входа*.

МЕЛА́НЖ (от франц. mélange — смесь) — смесь концентрированных *азотной кислоты* и серной кислоты (~ 10%), применявшаяся в качестве окислителя самовоспламеняющихся топлив для ЖРД. Присутствие серной кислоты способствует улучшению запуска и уменьшению коррозионной активности окислителя.

МЕМБРА́ННОЕ УСТРО́ЙСТВО — разделительное приспособление в виде мембраны в специальном корпусе, встроенной в трубопровод для герметичного отделения, напр., заправочной магистрали от топливных баков РН. Если РН длит. время находится на ПУ в незаправл. состоянии, но с пристыкованными наполнит. соединениями, М. у. предохраняет топл. баки РН от воздействия агрессивных паров топлива. При *заправке* РН мембрана прорывается давлением в напорной магистрали или пневматич. режущими устройствами.

МЕ́РБОЛЬД (Merbold) Ульф (р. 1936) — космонавт ФРГ. В 1960 окончил Боннский ун-т. Доктор наук в области механики. 28 нояб. — 8 дек. 1983 совм. с Дж. *Янгом*, Б. *Шоу*, О. *Гэрриотом*, Б. *Лихтенбергом*, Р. *Паркером* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Колумбия») в качестве экспериментатора. Полёт продолжался 10 сут 7 ч 47 мин. Портрет на стр. 237.

МЕРИДИА́ННЫЙ КРУГ — астрономический инструмент, в к-ром зрительная труба (*телескоп*) может вращаться только в плоскости *небесного меридиана* вокруг горизонтальной оси, опирающейся на специальные опоры. Применяется для наблюдений моментов прохождения звёзд, Солнца, Луны, планет через меридиан и измерений их зенитных расстояний в это время.

МЕРКУ́РИЙ — ближайшая к Солнцу большая планета *Солнечной системы*. Ср. расстояние от Солнца 0,387 а. е. (57,9 млн. км). Эксцентриситет орбиты 0,2056, поэтому расстояние в перигелии 46 млн. км, в афелии — 70 млн. км. Наклон плоскости орбиты к эклиптике 7°. Период обращения М. вокруг Солнца (меркурианский год) 87 сут 23 ч 16 мин. Фигура М. близка к шару с радиусом на экваторе (2440±2) км. Масса М. $3{,}31 \cdot 10^{23}$ кг (0,054 массы Земли); точное значение отношения массы Солнца к массе планеты 6023600 ± 600. Ср. плотность 5440 кг/м³. Ускорение свободного падения на поверхности М. 3,7 м/с². Первая космич. скорость на М. 3 км/с, вторая — 4,3 км/с.

Согласно многолетним фотографич. наблюдениям и радиолокац. данным период вращения М. вокруг своей оси соответственно равен (58,644 ± 0,009) сут и (58,65 ± 0,1) сут, уточнённое значение из анализа измерений с КА — (58,6461 ± ± 0,0005) сут. Вращение М. вокруг оси соответствует устойчивому режиму, характеризующемуся периодом вращения, равным $^2/_3$ периода орбит. обращения (58,6462 сут). В этом случае малая ось эллипсоида инерции планеты при прохождении ею перигелия совпадает с направлением на Солнце. Это — вариант резонанса, вызванного действием солнечного притяжения на планету, распределение массы внутри к-рой не является строго концентрическим (т. н. резонанс в спиновых колебаниях). Определяемая совокупным действием вращения и обращения по орбите длительность солнечных суток на М. оказывается равной трём звёздным меркурианским суткам, или двум меркурианским годам, и составляет 175,92 ср. земных суток. Наклон экватора к плоскости орбиты незначителен (~3°), поэтому сезонные изменения практически отсутствуют.

Поверхность, освещённая Солнцем, кажется яркой, но измерения показали, что она довольно тёмная: показатель цвета соответствует тёмно-бурой окраске. Видимый контраст деталей неск. меньше, чем в случае контрастов море — материк на Луне. Визуальное *альбедо* равно 0,056, интегральное — 0,09. Кривые изменения относительной яркости в зависимости от угла фазы для М. и Луны практически совпадают, спектральная отражат. способность увеличивается с возрастанием длины волны до 1,6 мкм. Эти данные позволяют предполагать, что поверхность М. покрыта раздробленным веществом базальтового типа, подобным лунному реголиту; причиной низкого альбедо может быть обогащённость реголита железом и титаном. Радиоастрономич. и поляризац. исследования также указывают на сходство микроструктуры поверхностей М. и Луны.

Кол-во солнечной энергии, получаемой М. в перигелии, примерно вдвое больше, чем в афелии, и в среднем в 10 раз больше, чем на Земле, достигая 14 кВт/м². С большой длительностью дня и ночи связано резкое различие темп-р на тёмной и освещённой сторонах планеты, а низкое альбедо способствует сильному нагреванию поверхности в течение дня. На ср. расстоянии от Солнца ИК яркостная темп-ра в подсолнечной точке соответствует планковскому излучению чёрного тела при темп-ре 613 К. Темп-ра поверхности на ночной стороне (111±3) К. Изменение темп-ры после захода Солнца соответствует остыванию однородного пористого материала с параметром тепловой инерции ~ 70 кДж· $\cdot$м$^{-2}\cdot$с$^{-1/2}\cdot$К$^{-1}$; теплофиз. поведение наружного покрова М. свидетельствует о его чрезвычайно низкой теплопроводности: темп-ра на глубинах в десятки см, о к-рой можно судить по радиоизлучению планеты, не обнаруживает заметных изменений. По результатам радиолокац. исследований (измерение диэлектрич. проницаемости) плотность поверхностного слоя оценена в (1500 ± 400) кг/м³.

Начало исследованиям М. космич. средствами положено экспериментами при трёх последовательных пролётах около планеты амер. КА «*Маринер*-10» в 1974. Миним. удаление от поверхности

~ 320 км. Получены фототелевиз. изображения ~ 1/3 поверхности М. (см. вкл. XXXI). Обилие кратеров ударного происхождения — наиболее характерная черта отснятых р-нов. Морфология кратеров, их плотность и распределение по размерам близки к лунным, степень эрозии и сглаживания невелика, о чём свидетельствуют сохранившиеся лучевые структуры. В целом кратеры на М. менее глубокие, чем лунные, что, видимо, связано с бо́льшим значением силы тяжести на М. и более эффективным заполнением кратера материалом, выбрасываемым при ударе метеорита. На поверхности хорошо сохранились как самые древние, так и более поздние структуры, видны эскарпы, простирающиеся на расстояния в сотни км, что интерпретируется как указание на эволюцию планеты в ходе гравитац. дифференциации и последующего сжатия при остывании массивного железо-никелевого ядра. Кратерам М. присвоены имена писателей, поэтов, художников, скульпторов, композиторов (Гомера, У. Шекспира, Л. Н. Толстого, А. С. Пушкина, Микеланджело, И. Е. Репина, О. Родена, И. С. Баха, Ф. Шопена, П. И. Чайковского и мн. др.).

Атмосфера у М. по существу отсутствует. Давление у поверхности по результатам радиопросвечивания и данным измерений УФ спектрометра на «Маринере-10» оценивается равным ~ 0,2 нПа (плотность менее 0,01 нг/м³). Обнаружен He с парциальным давлением 0,02 нПа, установлены верх. пределы содержания H, CO_2, C, O, Ne, Ar, Xe. Примерно аналогичной по плотности и составу чрезвычайно разрежённой газовой оболочкой обладает Луна. В создании и поддержании атмосферы М., очевидно, определяющую роль играет *солнечный ветер*, являющийся поставщиком протонов, α-частиц и более тяжёлых ядер.

Измерениями на «Маринере-10» у М. обнаружено заметное магнитное поле с напряжённостью у экватора, приведённой к поверхности, ~0,14 А/м по дипольной составляющей и, по-видимому, сопоставимой по значению с квадрупольной составляющей. Напряжённость магнитного поля у полюсов ~0,56 А/м. Ось магнитного диполя наклонена к оси вращения М. на угол ~ 12°. М. обладает магнитосферой, к-рая сильно прижата к планете.

М. Я. Маров.

«МЕРКУ́РИЙ» — наименование серии первых американских одноместных КК для изучения воздействия условий орбитального полёта на состояние и работоспособность космонавта, а также для отработки бортовых систем и наземных средств. КК «М.» состоит из конич. спускаемого аппарата (включающего парашютный отсек, кабину и сбрасываемый абляционный теплозащитный экран), тормозной ДУ и системы аварийного спасения (рис. 1). Рассчитан на *баллистический спуск* в атмосфере и парашютную посадку на воду. Всего осуществлено 10 полётов КК «М.», в т. ч. 6 пилотируемых: 2 по баллистич. траектории и 4 орбитальных. В одном из непилотируемых орбитальных полётов находилась обезьяна (шимпанзе по кличке Энос); продолжительность полёта ок. 3 ч (рис. 2).

Масса орбит. КК «М.» ~ 1,3 т, длина (без системы аварийного спасения) 2,9 м, макс. диам. 1,8 м, миним.— 0,66 м, свободный объём кабины ок. 1 м³. Давление кислородной атмосферы в кабине 38 кПа, темп-ра регулируется в пределах 10—27 °С. Космонавт в скафандре находится в некатапультируемом кресле. Электропитание от трёх аккумуляторных батарей по 3 кВт·ч и двух по 1,5 кВт·ч. В трёхосной системе ориентации используются инерциальный измерит. блок и ИК датчики горизонта, в качестве исполнит. органов — микродвигатели (18 шт.) на перекиси водорода тягой по 4,5—110 Н. Терморегулирование обеспечивается циркуляцией хладагента, скафандры охлаждаются прокачиванием кислорода. Радиосистема работает в метровом и дециметровом диапазонах. Нек-рые КК снабжались ТВ камерой. Тормозная ДУ состоит из трёх РДТТ тягой по 4,5 кН с продолжительностью работы 10 с. На КК имеются также 3 РДТТ (тягой по 1,82 кН) для увода его от РН после выхода КК на орбиту. Парашютная система включает ленточный тормозной парашют (диаметр купола 1,8 м) и основной парашют (19,2 м). Вертик. составляющая скорости при ударе о воду 9 м/с. Система аварийного спасения использует РДТТ для увода КК от РН с последующей парашютной посадкой КК на воду.

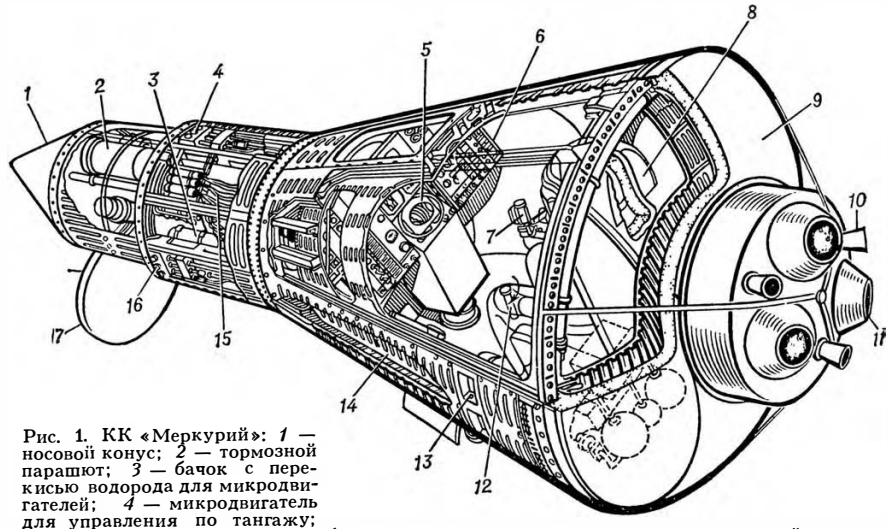


Рис. 1. КК «Меркурий»: *1* — носовой конус; *2* — тормозной парашют; *3* — бачок с перекисью водорода для микродвигателей; *4* — микродвигатель для управления по тангажу; *5* — экран перископа; *6* — приборная доска; *7* — ручка управления системой ориентации; *8* — кресло космонавта; *9* — теплозащитный экран; *10* — РДТТ системы аварийного спасения; *11* — РДТТ тормозной двигательной установки; *12* — ручка включения системы аварийного спасения; *13* — микродвигатель для управления по крену; *14* — двухстенная герметичная кабина; *15* — основной и запасной парашюты; *16* — микродвигатель для управления по рысканью; *17* — крышка люка (отогнута)

Рис. 2. Шимпанзе Энос, совершивший полёт на КК «Меркурий» («МА-5») 29 ноября 1961

Во время пилотируемых орбит. полётов КК «М.» космонавты осуществляли мед. самоконтроль, ориентацию КК, фотографировали астрономич. объекты, наземные ориентиры, вели науч. исследования.

Пилотируемые КК «М.» выводились на баллистич. траекторию РН «Редстоун», на околоземную орбиту — РН «Атлас-D» (стартовая масса РН с КК — 111,3 т). Пилотируемые КК «М.» имели собств. названия (см. табл.).

Д. Ю. Гольдовский.

Запуски пилотируемых КК «Меркурий»

КК	Дата запуска и возвращения на Землю	Космонавт	Продолжительность полёта (число витков)	Параметры орбиты			
				высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Фридом-7» («МР-3», «Меркурий-3»)	5.5.1961	А. Шепард	15 мин 22 с	Полёт по баллистической траектории			
«МР-4» («Меркурий-4»)	21.7.1961	В. Гриссом	15 мин 37 с	Полёт по баллистической траектории			
«Френдшип-7» («МА-6», «Меркурий-6»)	20.2.1962	Дж. Гленн	4 ч 55 мин 23 с (3 витка)	161,4	262,8	32,5	88,2
«Аврора-7» («МА-7», «Меркурий-7»)	24.5.1962	М. Карпентер	4 ч 56 мин 5 с (3 витка)	160,9	268,4	32,5	88,3
«Сигма-7» («МА-8», «Меркурий-8»)	3.10.1962	У. Ширра	9 ч 13 мин 11 с (6 витков)	161,4	278,2	32,5	88,9
«Фейт-7» («МА-9», «Меркурий-9»)	15—16.5.1963	Г. Купер	34 ч 19 мин 49 с (22 витка)	160,9	267,0	32,5	88,3

МЕ́СЯЦ — 1) промежуток времени, близкий к периоду обращения Луны вокруг Земли. Длительность М. зависит от выбора точки или линии отсчёта, относительно к-рой считается полный оборот; различают неодинаковые по продолжительности месяцы, что объясняется сложностью движения Луны. Драконический М.— время между двумя последоват. прохождениями Луны через одноимённый узел лунной орбиты (см. *Элементы орбиты*); равен 27 сут 05 ч 05 мин 35,8 с ср. солнечного времени (существен в теории затмений). Тропический М.— время между двумя последоват. прохождениями Луны через круг склонений точки весеннего равноденствия; равен 27 сут 07 ч 43 мин 04,7 с ср. солнечного времени. Сидерический М. (звёздный) — время между двумя последоват. прохождениями Луны через круг склонений нек-рой звезды (при этом Луна занимает исходное положение среди звёзд); равен 27 сут 07 ч 43 мин 11,5 с ср. солнечного времени. Аномалистический М. — время между двумя последоват. прохождениями Луны через перигей; равен 27 сут 13 ч 18 мин 33,2 с ср. солнечного времени. Синодический М.— период смены фаз Луны; равен 29 сут 12 ч 44 мин 02,9 с ср. солнечного времени.

2) Приблизительно $^1/_{12}$ часть года, по продолжительности близкая к синодическому месяцу.

МЕТАГАЛА́КТИКА — совокупность *галактик*, скоплений галактик и других внегалактических объектов; наибольшая из известных нам систем небесных тел. Совр. исследованиям доступна лишь часть М.; иногда именно эту наблюдаемую область наз. М. Неизвестно, есть ли у М. границы и существуют ли др. М. Осн. структурной единицей М. являются группы и скопления галактик, содержащие до нескольких тысяч галактик, но встречаются также отд. галактики. Галактики и скопления могут сильно отличаться друг от друга по морфологич. признакам, по радиоизлучению и др. В пространстве между галактиками присутствует межгалактич. газ. В больших масштабах ($L \leqslant 100$ Мпк) галактики расположены в пространстве в среднем однородно. Ср. плотность вещества в М. от 10^{-26} до $3 \cdot 10^{-28}$ кг/м³. В меньших масштабах М. имеет, возможно, ячеистую структуру (галактики и скопления галактик располагаются по границам огромных пространственных ячеек). Важнейшим свойством М. является её расширение. Все скопления галактик удаляются друг от друга со скоростью, пропорциональной расстоянию между ними.

Возможности конкретного исследования М. открылись после того, как в 20-х гг. 20 в. при помощи наибольших тогда телескопов удалось доказать, что многие из известных ранее светлых туманностей, звёздная природа к-рых долгое время оставалась под сомнением, являются в действительности гигантскими звёздными системами, подобными нашей Галактике. Первая модель нестационарной (расширяющейся) М. была предложена в 1924—26 сов. математиком А. А. Фридманом на основе общей теории относительности А. Эйнштейна.

МЕТАЛЛООРГАНИ́ЧЕСКОЕ ГОРЮ́ЧЕЕ — органическое соединение, содержащее связь металл — углерод; в ракетной технике нашли применение триметилалюминий $(CH_3)_3Al$ и триэтилалюминий $(C_2H_5)_3Al$ — бесцветные жидкости с плотн. 752 и 837 кг/м³ (при 20°С), $t_{кип} \approx$ $\approx$ 125 и 186 °С и $t_{пл} \approx$ 15 и — 52,5 °С соответственно. М. г. самовоспламеняются на воздухе и разлагаются со взрывом при взаимодействии с водой. Работы с ними проводят в атмосфере инертного газа. Хорошо растворимы в углеводородных горючих, активируют их воспламенение при контакте с жидким кислородом. М. г. применяются в ЖРД в качестве пускового горючего, самовоспламеняющегося с жидким кислородом.

МЕТАЛЛСОДЕРЖА́ЩЕЕ ТО́ПЛИВО — *химическое ракетное топливо*, в состав к-рого входят порошки лёгких металлов (литий, бериллий, алюминий, магний и др.) или их химических соединений. Металлы вследствие высокой теплоты сгорания повышают теплоту хим. реакции ракетного топлива и в ряде случаев увеличивают его уд. импульс. Наиболее эффективными дисперсионными средами для М. т. являются горючие с высоким содержанием водорода и полным отсутствием или малым содержанием углерода. Напр., применение лития, алюминия, бериллия в ракетных топливах в виде *суспензий* в *гидразине*, *диметилгидразине несимметричном* и *водороде жидком* повышает их уд. импульс на 100—150 м/с и более по сравнению с уд. импульсом соответствующих топлив, не содержащих металла. Особый интерес представляет использование в качестве горючих гидридов этих металлов как самих по себе, так и в виде суспензии, поскольку гидриды, кроме высококалорийных металлов, содержат значит. кол-во водорода. В ракетной технике применяются алюминизированные *твёрдые ракетные топлива*, а также содержащие алюминий жидкие *металлоорганические горючие*. Проводятся экспериментальные работы по освоению бериллийсодержащих ракетных топлив и суспензий алюминия. Использование М. т. в РД предполагалось ещё в 1920 — 30. Ф. А. *Цандер* считал необходимым использовать в полёте отработанные части ракеты путём расплавления и распыления металла в камере сгорания ЖРД. Ю. В. *Кондратюк* предусматривал использование лития, алюминия, магния в виде порошка, к-рый пульверизуется в камеру РД струёй газообразного водорода или метана либо примешивается к нефти перед её поступлением в камеру сгорания. В. П. *Глушко* предложил использовать бериллий, литий, алюминий, магний как в виде заранее приготовленных тонких дисперсных систем в жидком горючем и в порохах, так и в виде гидридов и металлоорганич. соединений, а также тяжёлые металлы (ртуть и др.) для увеличения плотности топлива и, тем самым, повышения его эффективности.

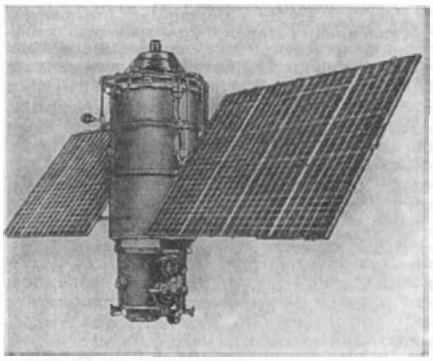
МЕТАНТЕ́НК, метанта́нк (от метан и англ. tank — бак, цистерна) — установка в виде резервуара с герметическим перекрытием для очистки сточных вод от нек-рых органических веществ (гл. обр. нерастворимых), осуществляемой путём бескислородной *минерализации* биологической (с помощью анаэробных микроорганизмов). Такой процесс распада органич. веществ, происходящий во много раз медленнее аэробного окисления, сопровождается образованием значит. кол-ва метана. М. рассматривают как возможный функциональный блок *замкнутой биотехнической системы*.

МЕТАСТАБИ́ЛЬНОЕ РАКЕ́ТНОЕ ТО́ПЛИВО — гипотетическое ракетное топливо, в состав к-рого входят свободные атомы (см. *Атомарное ракетное топливо*) и более сложные *радикалы свободные*, способные при рекомбинации выделять большое кол-во тепловой энергии. Гипотетически возможны также М. р. т. на базе возбуждённых атомов и молекул (их электроны занимают высшие энергетические уровни), что теоретически позволит выделить и использовать в ХРД энергию возбуждения. Мыслимы двухкомпонентные М. р. т. (окислитель, горючее). В последнем случае к энергии рекомбинации (возбуждения) добавится энергия окисления. Попытки получить М. р. т. пока не увенчались успехом.

«МЕ́ТЕО́Р» — наименование серии советских ИСЗ и советской *метеорологической космической системы*. Созданию специализир. метеорологич. ИСЗ предшествовали всесторонние экспериментальные исследования бортовой электротехнич., радиотехнич., электронной аппаратуры в условиях космич. пространства. На первом этапе впервые в космич. практике (на ИСЗ «*Космос-14*» и «*Космос-23*») были исследованы принципы построения трёхосной системы ориентации и стабилизации ИСЗ; преобразования солнечной энергии в электрич. с помощью кремниевых полупроводниковых фотопреобразователей (при длит. ориентации СБ на Солнце); работоспособность аппаратуры при повышенных темп-рах и методы терморегулирования. На основе этих исследований был испытан первый советский метеорологич. ИСЗ «*Космос-122*» с комплексом приборов для метеонаблюдений — ТВ, актинометрич., ИК—в сочетании с наземными пунктами приёма и обработки информации. С выводом на орбиту ИСЗ «*Космос-144*» и «*Космос-156*» была образована (совместно с пунктами приёма, обработки и распространения метеоинформации) экспериментальная метеорологич. космич. система «М.» (1967).

С 1969 начались запуски серийных ИСЗ «М.» (рис. 1, 2), к-рые входят в эту систему. Особенность ИСЗ «М.» заключается в принципах динамич. стабилизации и методах регистрации, передачи и обработки фотоизображений. ИСЗ имеют двойную следящую систему ориентации — трёхосную относительно земной поверхности и независимую следящую систему относительно Солнца для получения максимальной энергии в системе электроснабжения. Установленная на ИСЗ «М.» ТВ аппаратура осуществляла кадровую съёмку в видимом участке спектра с помощью обычных ТВ камер, обеспечивающих ширину полосы обзора до 1000 км. ИК аппаратура (чувствительная к тепловому излучению 8—12 мкм) представляла собой прибор с рабочим углом сканирования (обзора)

Рис. 1. ИСЗ «Метеор»



± 40° от направления в надир. Т. к. тепловое поле ИК аппаратуры не искажается солнечной радиацией, она фотографировала не только днём, но и ночью; это давало возможность сравнивать изображения облачности, полученной как в видимой, так и в ИК областях.

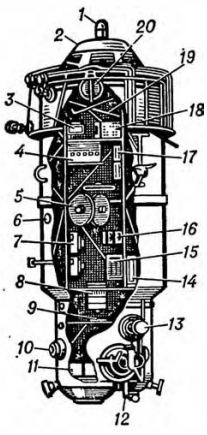
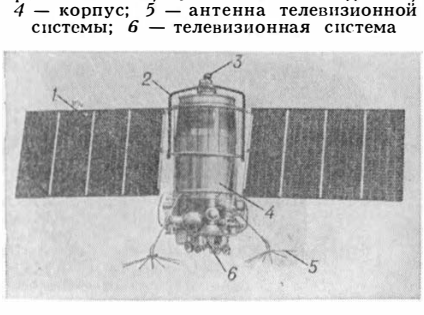


Рис. 2. Электромеханические устройства ИСЗ «Метеор»: *1* — оптико-электромеханический астродатчик; *2* — электропривод ориентации солнечной батареи; *3* — электромеханический коммутатор телесигнализации; *4* — электромеханическое лентопротяжное устройство памяти; *5* — электродвигатель-маховик; *6* — ЭРД системы коррекции; *7* — гироскопический датчик курса; *8* — электродвигатель-вентилятор; *9* — электропривод системы терморегулирования; *10* — электромеханическая спектрометрическая аппаратура; *11* — сканирующая телевизионная аппаратура; *12* — электромеханический построитель местной вертикали; *13* — сканирующий оптико-электромеханический блок инфракрасной аппаратуры; *14* — устройство записи и воспроизведения; *15* — шаговый электродвигатель: *16* — датчик угловой скорости; *17* — электромашинный преобразователь; *18* — релейно-контакторная аппаратура: *19* — электромагнит для сброса кинетического момента; *20* — электропневмоклапан газореактивной системы управления

С 1975 в системе «М.» начал применяться ИСЗ «М.-2» — второе поколение сов. метеорологич. ИСЗ (рис. 3), к-рый обладает значительно более высокими динамич. характеристиками и более совершенной науч. метеорологич. аппаратурой. ИСЗ «М.-2» снабжён системами для сбора метеорологич. информации и служебной аппаратурой, обеспечивающей нормальные условия работы всех бортовых систем — поддержание в заданных пределах темп-ры и др. параметров газа внутри корпуса, ориентацию, энергопитание, а также точные измерения элементов орбиты, телеметрич. измерения параметров бортовой аппаратуры и передачу всей информации по радиоканалу на Землю для её приёма и обработки. На борту ИСЗ «М.-2» установлены три вида оптико-механич. сканирующей ТВ аппаратуры, работающей: в видимом участке спектра (0,5—0,7 мкм) для получения глобальных изображений облачности и подстилающей поверхности с шириной полосы обзора 2200 км (при разрешении 1 км в надире); в режиме непосредств. передачи изображений облачности и подстилающей поверхности с шириной полосы обзора 2100 км (при разрешении 2 км); в ИК участке спектра (8—12 мкм) для получения глобальных изображений облачности и подстилающей поверхности на освещённой и теневой сторонах Земли с шириной полосы обзора 2600 км (при разрешении 8 км). Оптико-механич. сканирующая ТВ аппаратура работает при высоте Солнца над горизонтом более 5°. На борту ИСЗ установлен также комплекс радиометрич. аппаратуры для непрерывных наблюдений за потоками проникающих излучений в околоземном космич. пространстве и сканирующий восьмиканальный ИК радиометр для получения глобальных данных о вертик. распределении темп-ры. «М.-2» имеет активную систему ориентации корпуса с исполнит. электродвигателями-маховиками, обеспечивающими постоянную ориентацию ИСЗ относительно орбит. системы координат. Т. о. осуществляется постоянное направление на Землю приёмных устройств метеорологич. аппаратуры. Точная ориентация существенно упрощает географич. привязку метеоинформации при её наземной обработке, т. к. отпадает необходимость учитывать угловое положение ИСЗ. Электропитание от СБ (с кремниевыми преобразователями), к-рые имеют автономную электромеханич. систему слежения за направлением на Солнце. В состав бортовой энергетич. установки входит также буферная аккумуляторная батарея с блоком управления (для контроля, защиты и регулирования поступления электроэнергии от СБ для зарядки аккумуляторов).

Рис. 3. ИСЗ «Метеор-2»: *1* — панель солнечной батареи; *2* — траверса поворота панелей; *3* — солнечный датчик; *4* — корпус; *5* — антенна телевизионной системы; *6* — телевизионная система



Запуски ИСЗ «Метеор»

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Метеор»	26.3.1969	644	713	81,2	97,9
«Метеор»	6.10.1969	630	690	81,2	97,7
«Метеор»	17.3.1970	555	643	81,2	96,4
«Метеор»	28.4.1970	637	736	81,2	98,1
«Метеор»	23.6.1970	863	906	81,2	102
«Метеор»	15.10.1970	633	674	81,2	97,5
«Метеор»	20.1.1971	630	679	81,2	97,6
«Метеор»	17.4.1971	620	646	81,2	97,2
«Метеор»	16.7.1971	618	650	81,2	97,3
«Метеор»	29.12.1971	880	905	81,2	102,7
«Метеор»	30.3.1972	878	903	81,2	102,6
«Метеор»	30.6.1962	897	929	81,2	103
«Метеор»	27.10.1972	893	904	81,2	102,6
«Метеор»	20.3.1973	882	903	81,2	102,6
«Метеор»	29.5.1973	867	909	81,2	102,5
«Метеор»	5.3.1974	853	906	81,2	102,2
«Метеор»	24.4.1974	877	907	81,2	102,6
«Метеор»	9.7.1974	877	905	81,2	102,6
«Метеор»	28.10.1974	855	917	81,2	102,5
«Метеор»	17.12.1974	861	910	81,2	102,4
«Метеор»	1.4.1975	877	906	81,2	102,6
«Метеор-2»	11.7.1975	872	903	81,3	102,5
«Метеор»	18.9.1975	867	918	81,2	102,3
«Метеор»	25.12.1975	857	913	81,3	102,4
«Метеор»	7.4.1976	863	906	81,2	102,3
«Метеор»	15.5.1976	865,6	907,7	81,2	102,4
«Метеор»	16.10.1976	871	904	81,3	102,5
«Метеор»	7.1.1977	892,9	932,1	81,3	103
«Метеор»	5.4.1977	869	909	81,2	102,5
«Метеор-2»	14.12.1977	872	906	81,2	102,5
«Метеор-2»	1.3.1979	857	908	81,2	102,3
«Метеор-2»	31.10.1979	877	904	81,2	102,6
«Метеор-2»	9.9.1980	868	906	81,2	102,4
«Метеор-2»	15.5.1981	868	904	81,3	102,5
«Метеор-2»	25.3.1982	954	976	82,5	104,2
«Метеор-2»	15.12.1982	836	904	81,3	102
«Метеор-2»	28.10.1983	780	901	81,2	101

Длительность автономного активного функционирования на орбите достигается благодаря включению в состав бортовой системы управления спец. многофункционального программно-временного устройства, управляющего работой метеорологич. приборов и аппаратуры, передающей информацию с ИСЗ на наземные приёмные станции. Точная синхронизация работы всех бортовых регистрирующих и запоминающих устройств, необходимая для последующей географич. привязки информации, обеспечивается единым источником сигналов стабильной частоты. Прямая передача изображений, получаемых в видимом и ИК участках спектра, производится на частоте 137,3 МГц и может приниматься наземными пунктами, располож. в любой точке земного шара. Эти функциональные системы образуют основу длительно действующей космич. орбитальной астрофизич. обсерватории, в к-рой может быть установлена как метеорологич., так и науч. астрофизич. аппаратура.

За один оборот вокруг Земли ИСЗ «М.-2» может снимать ТВ и ИК информацию с терр., составляющей ~20% площади земного шара. Все спутники «М.-2» запускаются РН «Союз» на орбиты, близкие к круговым (выс. 900 км), с углом наклона 81,2°. *А. Г. Иосифьян.*

МЕТЕОРИ́ТЫ — упавшие на Землю остатки (от миллиметровых до метровых размеров) *метеорных тел* из межпланетного пространства. До начала космич. исследований (доставки на Землю лунных камней и грунта) М. были единств. образцами внеземного вещества, доступными лабораторным исследованиям.

Ещё не долетев до поверхности Земли, М. теряют в атмосфере космич. скорость и на заключит. части своего пути перехо-

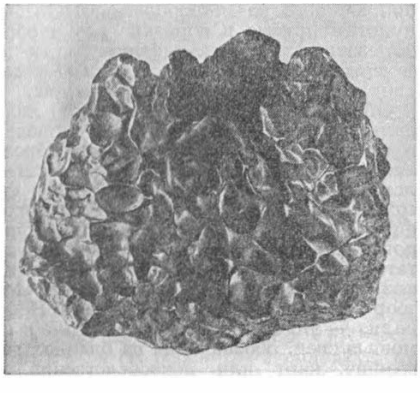
дят к свободному падению по крутой траектории, всё более приближающейся к вертикали. В зависимости от конечной массы и скорости, а также от характера грунта в месте падения М. остаются лежать на поверхности или проникают в почву на глубину до 3—5 м, обычно образуя в таких случаях воронкообразную выемку. Поверхности Земли в виде М. достигает $^1/_{10}$—$^1/_2$ нач. массы достаточно прочных метеорных тел, влетевших в атмосферу со скоростью $\leqslant 22$ км/с. Более быстрые М. разрушаются в атмосфере полностью. То же происходит и с непрочными телами даже при минимальной скорости вступления в атмосферу, близкой ко 2-й космич. скорости. Тела размером в неск. м и крупнее не успевают потерять скорость в атмосфере и, ударяясь о поверхность, образуют метеоритный *кратер*.

Малые скорости входа в атмосферу показывают, что тела, порождающие М., двигались в Солнечной системе в прямом направлении (в направлении движения планет) по не очень вытянутым эллиптич. орбитам, слабо наклонённым к эклиптике. Эти тела — постоянные члены Солнечной системы.

Давление со стороны входа потока воздуха, испытываемое М. при движении в атмосфере, зачастую приводит к их дроблению. Поверхностный слой М. нагревается до 10^3—10^4 К и непрерывно удаляется путём испарения и разбрызгивания. Полёт М. в атмосфере сопровождается интенсивным свечением паров самих М. и частично — атмосферных газов. Это явление наблюдается в виде полёта «огненного шара» — *болида*. Достигшие поверхности Земли М. оказываются покрытыми тонкой (до 1—2 мм) застывшей корой плавления. Внутр. части М. остаются холодными. Физ. теория движения М. в атмосфере сходна с теорией возвращения КА.

В падающем на Землю потоке М. 92% каменных, 2% железокаменных и 6% железных (по массе соответственно 85; 5; 10%). В межпланетном пространстве доля каменных тел ещё больше из-за присутствия многочисл. непрочных тел, полностью разрушающихся при полёте в атмосфере. Осн. минералогич. составляющие М.— железомагнезиальные силикаты (оливины, пироксены) и никелистое железо. В М. выявлено ~140 минералов, в т. ч. не встречающихся на Земле. Каменные М. содержат до 30% никелистого железа. Более 90% их содержат округлые зёрна миллиметровых размеров (хондры) и наз. хондритами. Остальные каменные М.— ахондриты. Предполагают, что вещество ахондритов и железных М. образовалось в процессе дифференциации из расплава. Редко встречающиеся углистые хондриты характеризуются присутствием водосодержащих минералов и органич. соединений. Они никогда не подвергались нагреву выше 200—300 °С и, по-видимому, являются наилучшими образцами первичного вещества планетной системы (её внутр. зоны), наименее изменёнными последующими процессами. Возраст вещества древнейших М., определённый по содержанию радиоактивных элементов и продуктов их распада, равен 4,6 млрд. лет. Он принимается за возраст всей Солнечной системы.

Один из Сихотэ-Алинских железных метеоритов массой 7,77 кг (на поверхности видны регмаглипты)

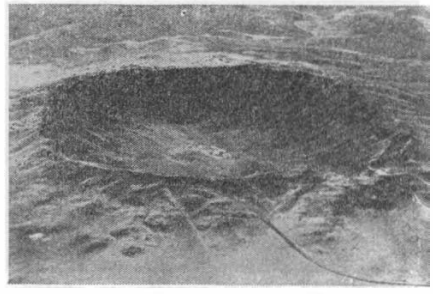


Совокупность имеющихся данных указывает на то, что М. являются обломками *малых планет*, образующимися при столкновениях последних. У многих М. вещество носит следы пребывания в поверхностном слое родительских тел и в открытом космосе (обломочная, т. н. брекчиевая структура; ударный метаморфизм горных пород и минералов; облучение солнечными и галактич. космич. лучами; бомбардировка быстрыми пылинками, создающими микрократеры).

Лишь малая доля М., выпадающих на Землю, попадает в руки исследователей. Большинство падает в океаны и в пустынные места. Кроме того, после выпадения дождей М. удаётся собрать лишь часть осколков. Поэтому статистич. данные о кол-ве и массах М. крайне ненадёжны. Кол-во тел метеоритных размеров (и вообще твёрдых частиц) в межпланетном пространстве быстро убывает при переходе от мелких к крупным. Поэтому вероятность столкновения КА с метеорными телами, способными повредить КА, несравненно меньше вероятности столкновений с мелкими пылинками. Вероятность столкновения с телами массивнее m изменяется приблизительно как $1/m$. По оценке, основанной на экстраполяции наблюдений метеорных тел, один удар тела с массой $m \geqslant 100$ г о поверхность в 1 м^2 происходит в среднем один раз за 10^5 лет.

В коллекциях мира собраны М., представляющие ~3500 отд. падений. Около трети из них наблюдались при падении, остальные — случайные находки (среди последних преобладают железные, т. к. они дольше сохраняются и больше привлекают к себе внимание). Известно 157 падений М. на терр. СССР (1981). Самый большой в мире метеорит — Гоба, железный, массой ~ 70 т, найден в Намибии. К крупнейшим относится также железный Сихотэ-Алинский метеорит, упавший в СССР 12.2.1947. Он раздробился в атмосфере и выпал железным дождём на площади ~ 35 км^2. Его масса оценивается в 60 т, собрано 27 т. *Б. Ю. Левин.*

МЕТЕО́РНАЯ ОПА́СНОСТЬ — опасность столкновения КА с твёрдыми частицами межпланетной среды (*межпланетная пыль*, *метеорные тела*), к-рые могут привести к нарушению нормального функционирования КА. Столкновения КА с относительно крупными метеорными частицами (массой больше 10^{-4}—10^{-5} г) могут вызвать пробой оболочки КА и его разгерметизацию, если не принять защитных мер. Проникновение частиц в герметические отсеки в ряде случаев может привести к взрывным процессам и пожарам (в случае кислородной атмосферы), попадание в трубопроводы, заполненные жидкостью,— к возникновению ударных волн и разрушению конструкции. Столкновение КА с большим числом мелких метеорных частиц приводит к разрушению поверхностного слоя разл. элементов КА — *эрозии метеорной*, к-рая особенно опасна



Аризонский (Барринджера, США) метеоритный кратер (диаметр 1207 м, глубина 174 м)

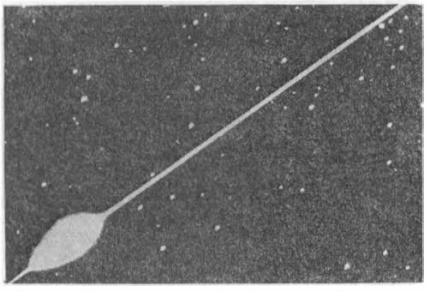
для оптич. приборов, отсеков со спец. покрытием и СБ. Число метеорных частиц, сталкивающихся с поверхностью КА, зависит от их массы и области космич. пространства, в к-рой находится КА. Чем больше масса частиц, тем меньше их число (напр., частиц с массой 10^{-6} г больше, чем частиц с массой 10^{-3} г, примерно в 100 000 раз). Для КА, находящегося на геоцентрич. орбите, ср. число N спорадических (появляющихся случайно) метеорных частиц с массой больше m (масса в г), сталкивающихся с 1 м^2 поверхности в 1 с, может быть представлено в виде

$$N = 10^{-14} \cdot m^{-1,2}.$$

При пересечении с орбитой Земли *метеорных потоков*, закономерно движущихся вокруг Солнца, число метеорных частиц, сталкивающихся с КА, находящимися в околоземном космич. пространстве, может возрасти на порядок. Скорости спорадич. метеорных частиц лежат в диапазоне от 10 до 70 км/с (наиболее вероятные скорости 20—30 км/с). Скорость метеорного потока примерно постоянна, но скорости разных потоков могут существенно различаться. Наиболее быстрый метеорный поток Леониды имеет скорость частиц ~70 км/с. Толщина обшивки КА, рассчитываемой на столкновение с метеорным потоком, зависит от скорости, плотности и размера (массы) частицы. Так, напр., каменная частица при скорости 15 км/с способна пробить оболочку, в 5—6 раз превышающую её размер, а при скорости 30 км/с — в 10—12 раз. Вероятность пробоя КА зависит от интенсивности потока, продолжительности полёта, толщины оболочки КА и площади его поверхности. Исследование М. о. проводится в двух направлениях: изучение метеорного вещества, пространственной плотности частиц, их скорости и т. д.; исследование взаимодействия оболочки КА с метеорными частицами. М. о. становится существенной и требует спец. мероприятий по защите для долговременных орбит. станций, межпланетных КК и обитаемых станций на небесных телах, лишённых атмосферы. См. *Противометеорная защита*. *Б. И. Сотников.*

МЕТЕО́РНЫЕ ТЕЛА́ — относительно небольшие твёрдые тела, движущиеся в космическом пространстве. Разл. методами определены орбиты неск. десятков тысяч М. т. Подавляющее боль-

шинство их движется по эллиптич. орбитам вокруг Солнца. Не обнаружены М. т. с безусловно гиперболич. орбита-



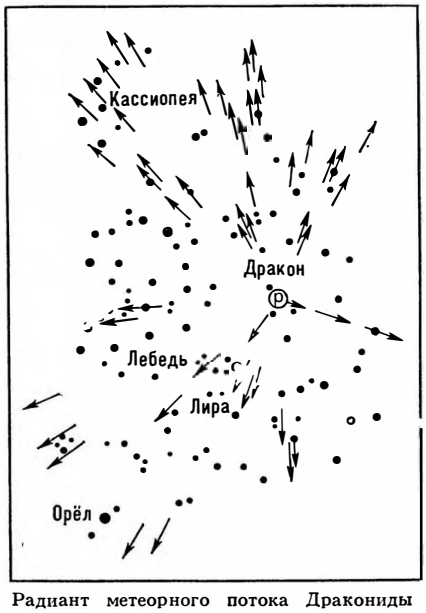
Фотография яркого метеора со вспышкой, полученная 11 августа 1964 в Душанбе с помощью фотокамеры, вращающейся в соответствии с суточным движением небесной сферы; видны звёзды

ми, т. е. пришедшие в окрестности Солнца из межзвёздного пространства. Движение М. т. в Солнечной системе определяется гравитац. притяжением Солнца и планет, а также негравитац. силами. Напр., *светового давления действие* может вытолкнуть из Солнечной системы мельчайшие М. т. (с размерами менее 10^{-6} м), тогда как *Пойнтинга — Робертсона эффект*, наоборот, может привести к их падению на Солнце. Возможны разл. источники М. т.: распад *комет*, дробление *малых планет*, приток очень мелких М. т. с периферии Солнечной системы и др. (см. в ст. *Космохимия*). Значит. большинство крупных М. т. имеют орбиты, сходные с орбитами комет, и, по-видимому, образуются при распаде комет.

Взаимодействие М. т. с атмосферой Земли в осн. определяется их массой, поскольку они входят в атмосферу со скоростями 11,2—73 км/с, при к-рых кинетич. энергия М. т. достаточна для их полного испарения. М. т. с массами меньше $\sim 10^{-9}$ г тормозятся на выс. 110—130 км, не успев нагреться до темп-ры начала интенсивного испарения, выпадают на Землю в виде микрометеоритов. М. т. с массами более 10^{-9} г проникают глубже в атмосферу, разогреваются до высоких темп-р (поверхностный слой — до 10^4 К) и полностью исчезают (распыляются, испаряются — см. *Абляция*). При этом возникает свечение и образуются ионизов. следы М. т. Свечение, вызванное М. т., наз. метеорами. Наиболее яркие метеоры, порождаемые М. т. с массами св. ~ 10 г, наз. болидами. Болиды ярче самых ярких звёзд и планет, часто сопровождаются выпадением *метеоритов*. Ионизов. метеорные следы хорошо отражают радиоволны. С помощью радиолокационных средств можно определить расстояние до метеорного следа, его ориентацию и рассчитать орбиту М. т. до входа его в атмосферу. С помощью радиолокации можно исследовать метеорные следы, порождаемые очень малыми М. т. (с массами 10^{-6}—10^{-7} г), причём в любое время суток и при любой погоде. Исследование усреднённых зависимостей числа радиолокац. наблюдений метеорных следов в ед. времени (обычно за час — т. н. часовое число) в функции времени суток показало наличие трёх максимумов и глубокого протяжённого минимума. Максимумы часового числа наблюдений соответствуют направлению на Солнце, направлению, противоположному Солнцу, и направлению движения Земли по орбите. Часовое число М. т., вторгающихся в атмосферу Земли, обнаруживает зависимость и от времени года — максимум приходится на июнь. Тот факт, что именно в июне к орбите Земли приближается много орбит комет, является одним из существенных аргументов в пользу «кометного» происхождения М. т. Ещё одним свидетельством кометного происхождения М. т. являются *метеорные потоки*, к к-рым принадлежит ок. половины метеоров. Остальные метеоры наз. спорадическими. За год поверхности Земли достигают (по разным оценкам) 10^4—10^5 т остатков М. т.

В. Н. Ихсанова.

МЕТЕ́ОРНЫЙ ПОТО́К — совокупность метеоров, наблюдаемых при встрече Земли с метеорным роем — *метеорными телами*, образующимися при распаде ядра кометы и движущимися по параллельным путям. М. п. наблюдаются примерно в одни и те же даты (ежегодно или через нек-рое число лет). Вследствие действия перспективы кажется, что пути метеорных тел, принадлежащих одному и тому же М. п., исходят из нек-рой точки (или области), наз. видимым радиантом. Учитывая орбит. движение Земли, находят истинный, или гелиоцентрич., радиант М. п. Поток метеорных тел именуется по созвездию, в к-ром расположен его радиант. С большим постоянством наблюдаются Персеиды в июле — авг. каждого года (этот поток известен неск. тыс. лет). Примером периодич. потока служат Дракониды (см. рис.) и Леониды (в 1833 во время потока Леониды часовое число визуально наблюдаемых метеоров достигло 12 000 при ср. часовом числе от 6 до 16). При встрече Земли с особо плотными частями метеорного роя наблюдаются кратковременные «метеорные дожди».



Радиант метеорного потока Дракониды

Главные метеорные потоки

Название	Дата максимума
Квадрантиды	3 января
Лириды	21 апреля
η-Аквариды	5 мая
δ-Аквариды	28 июля
Летние дневные потоки	Май — июль
Персеиды	12 августа
Дракониды	10 октября
Ориониды	21 октября
Тауриды	7 ноября
Леониды	16 ноября
Геминиды	12 декабря
Урсиды	22 декабря

МЕТЕОРОЛОГИ́ЧЕСКАЯ КОСМИ́ЧЕСКАЯ СИСТЕ́МА — предназначается для регулярного и оперативного получения информации о состоянии атмосферы земного шара. Состоит из *метеорологических искусственных спутников Земли* и соответствующих наземных служб. Существуют три М. к. с.: одна — в СССР и две — в США.

Советская М. к. с., получившая назв. «*Метеор*», начала функционировать в 1967 в составе метеорологич. ИСЗ «Космос-144» и «Космос-156», запущенных соответственно 28 февр. и 27 апр. 1967. С марта 1969, начиная с запуска ИСЗ «Метеор», сов. М. к. с. восполняется спутниками этого же типа. М. к. с. включает наземные пункты приёма, обработки и распространения информации, получаемой со спутников, а также службу для контроля состояния бортовых систем ИСЗ и управления ими. Спутники М. к. с. передают на Землю собранную информацию о состоянии атмосферы. Эта информация на пунктах приёма по каналам связи передаётся в Гидрометеоцентр СССР и Гос. н.-и. центр изучения окружающей среды и природных ресурсов. Данные, полученные с помощью метеорологич. ИСЗ, значительно повышают надёжность прогнозов погоды, позволяют обнаруживать мощные циклоны, тропические вихри в океанах и заблаговременно предупреждать об их приближении, выбирать оптимальные маршруты для торгового и рыболовного флота, определять границы ледового покрова в арктич. р-нах, включая Сев. морской путь, получать сведения об областях устойчивых осадков и т. п. На основе полученной информации уточняется анализ синоптич. карт и прогноз погоды на 1—3 сут. Особенно большой интерес представляет спутниковая информация для анализа состояния погоды над р-нами с редкой сетью метеостанций, а также для ледовой разведки над р-нами Арктики и Антарктики.

Система из двух ИСЗ (напр., «Метеор-2»), находящихся на круговых околополярных орбитах выс. 900 км, плоскости к-рых пересекаются под углом $\sim 100°$, позволяет в течение суток дважды собирать информацию с 70—80% поверхности Земли. При этом каждый из районов планеты наблюдается с интервалом ~ 6 ч. Для нормального функционирования М. к. с. необходимо при прохождении каждого из метеорологич. ИСЗ над пунктом приёма в короткие сроки обрабатывать телеметрич. информацию, к-рая содержит метеорологич. данные и сведения о работе бортовой аппаратуры.

Обработка информации (рис. 1) является трудоёмким процессом и включает в себя следующие операции: преобразование полученных с ИСЗ радиосигналов ТВ и ИК информации (рис. 2); фотохим. обработку; временную и географич. привязку изображений; дешифрирование и последующий анализ. Результатом дешифрирования ТВ и ИК снимков, получаемых с ИСЗ «Метеор» и «Метеор-2», является т. н. нефанализ. Нефанализ — это схематич. отображение с помощью спец. обозначений на бланках географич. карт или непосредственно на

снимках характеристик облачности, снежных и ледовых полей. На карте нефанализа условными знаками указываются положение границ облачных, снежных и ледовых полей, количество и преобладающие типы облаков, проставляются центры вихрей, предполагаемое положение осей струйных течений, структурные характеристики облаков и т. п. Актинометрическая информация ИСЗ «Метеор» и ИК информация ИСЗ «Метеор-2» подвергаются оперативной обработке на ЭВМ. Результаты обработки представляются в виде цифровых карт (с сеткой меридианов и параллелей) полей радиационных темп-р и значений высот верх. кромки облаков и доводятся до метеорологич. учреждений внутри страны и за рубежом.

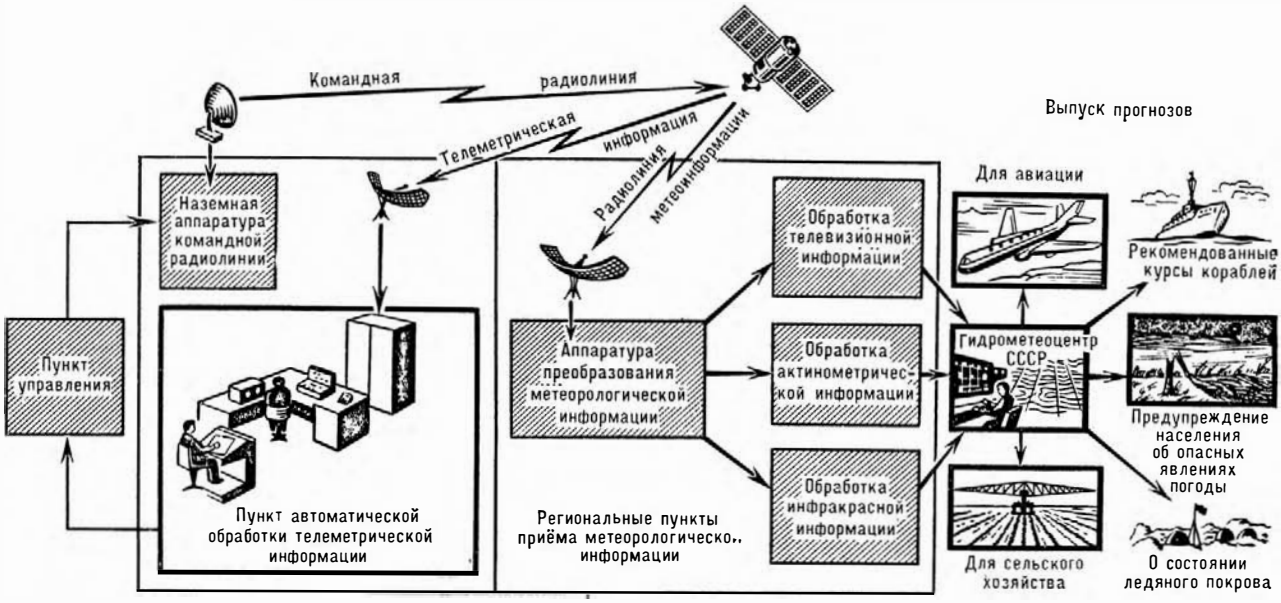


Рис. 1. Схема приёма и обработки информации наземным комплексом системы «Метеор»

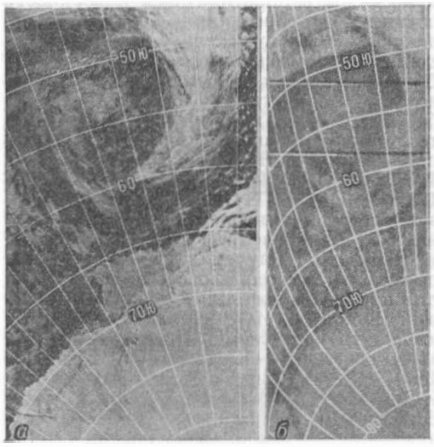


Рис. 2. Телевизионный (*а*) и инфракрасный (*б*) снимки обширного облачного вихря у восточных берегов Антарктиды, полученные с ИСЗ «Метеор-2»

В США оперативная М. к. с. ТОС (TIROS operational system) была создана в 1966 на базе ИСЗ типа «*ТИРОС*». С нач. 70-х гг. основным эксплуатац. метеорологич. ИСЗ в США стал спутник «ТИРОС-М» (см. «*ИТОС*»), разработанный с учётом достоинств и недостатков ИСЗ «ТИРОС» и «*Нимбус*». В состав М. к. с. входят два ИСЗ этого типа — «НОАА». Запускаются ИСЗ на круговые солнечно-синхронные орбиты с высотой ~ 1490 км и наклонением 101—120°. Трёхосная система ориентации обеспечивает положение оси тангажа перпендикулярно плоскости орбиты, оси рыскания — по местной вертикали и оси крена — по местной горизонтали. Положение осей рыскания и крена реализуется с погрешностью менее 1°.

Кроме этого, в США функционируют геостационарные метеорологич. ИСЗ типа «*АТС*» для получения ТВ и ИК снимков облачного покрова в зоне радиовидимости ИСЗ через каждые 20 мин и передачи результатов на наземные пункты, а также для сбора и передачи данных наблюдений, полученных с кораблей, буёв, дождемерных станций, станций на островах и др. Через ИСЗ «АТС» могут передаваться снимки облачности, полученные с помощью ИСЗ «НОАА», работающих в режиме запоминания, и обработанные метеорологич. данные, относящиеся к участку траектории, охватываемой ИСЗ.

В кон. 70-х гг. в США были созданы эксплуатац. ИСЗ «ГОЕС» (см. «*СМС*»). В соответствии с соглашениями с другими странами по программе Междунар. М. к. с. Япония осуществила 14.7.1977 запуск геостационарного ИСЗ «ГМС» (см. «*Химавари*»), аналогичного ИСЗ «ГОЕС», а *Европейское космическое агентство* вывело на орбиту ИСЗ «*Метеосат*».

П. А. Румянцев.

МЕТЕОРОЛОГИ́ЧЕСКАЯ РАКЕ́ТА — ракета для подъёма в высокие слои атмосферы исследовательских приборов, измеряющих структурные параметры атмосферы (темп-ру, давление, плотность, состав воздуха) и направление ветра. М. р.— разновидность *геофизической ракеты*. М. р. имеет ограниченный потолок подъёма (100—150 км) и сравнительно малую массу (до 300—400 кг). Наиболее часто применяются М. р. массой до 80 кг с высотой подъёма 65—70 км. Запуски М. р. производят в разл. географич. р-нах, включая Арктич. и Антарктич. зоны, как с наземных пунктов, так и с судов. См. рис. 1—4.

М. р. имеет, как правило, отделяемую головную часть с измерит. аппаратурой. На подъёме полёт происходит обычно со сверхзвуковыми скоростями, в связи с чем измерит. аппаратура должна обладать малой инерционностью. На спуске в ряде вариантов М. р. применяют парашют для уменьшения скорости движения (что повышает точность измерений, позволяет определить скорость и направление ветра) и спасения аппаратуры. Высокая скорость движения М. р. оказывает существенное влияние на многие измеряемые параметры, для чего соответствующие датчики размещают в аэродинамически наименее возмущённых зонах. Влияние возмущения учитывается с помощью специальных теоретических или полуэмпирических соотношений.

Темп-ра атмосферы измеряется термометрами сопротивления, микротермосопротивлениями или с помощью двух манометров. Широко применяется и

Рис. 1. Пуск советской метеорологической ракеты МР-12 с острова Хейса (Земля Франца-Иосифа)

звукометрич. метод определения темп-ры, основанный на измерении скорости распространения звука от последоват. взрывов гранат, выбрасываемых из ракеты. Давление и плотность атмосферы определяются манометрами разл. типа: мембранными, тепловыми, ионизационными и магнитоэлектрическими. Переход от показаний манометров к значениям давления свободной атмосферы осуществляется с помощью полуэмпирич. соотношений. Кроме того, для определения плотности применяют метод падающих шаров, скорость падения к-рых однозначно связана с плотностью атмосферы. Горизонтальный снос шара позволяет определить скорость и направление ветра. Эти величины измеряются также радиолокационным прослеживанием дрейфа головной части ракеты, опускающейся на парашюте, или локацией металлич. фольги, выбрасываемой из ракеты. Относит. состав атмосферы определяется, как правило, масс-спектрометрич. методами.

Сигналы датчиков измерит. приборов поступают через коммутац. устройства на вход передатчика *радиотелеметрической системы*. Приём и регистрация сигналов осуществляются наземной телеметрической станцией. Измерения траектории М. р. производятся кинотеодолитами, баллистич. камерами, радиолокаторами (активное и пассивное прослеживание), радиодоплеровскими системами. Методика обработки полученных данных весьма сложна, требует знания разл. рода вспомогат. параметров, в первую очередь — аэродинамич. коэффициентов.

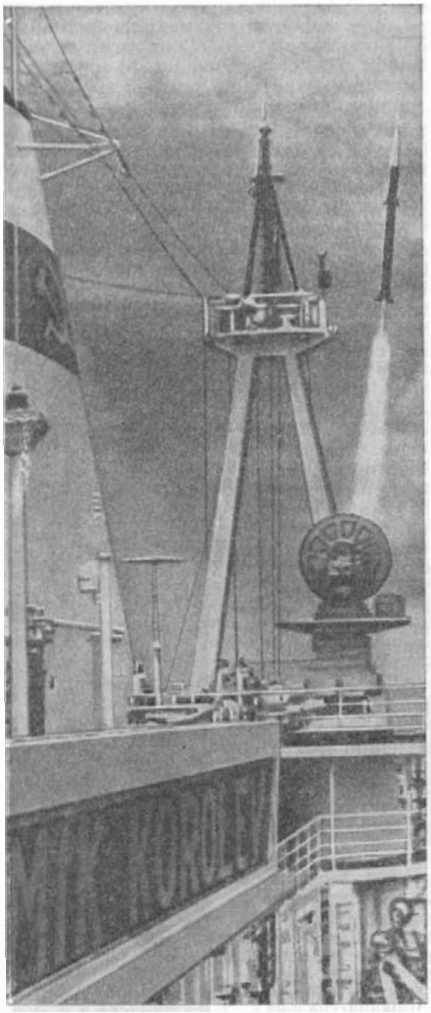


Рис. 2. Пуск метеорологической ракеты с борта научно-исследовательского судна «Академик Королев»

Рис. 3. Пуск метеорологической ракеты «Рохини-200» (Тхумба, Индия)

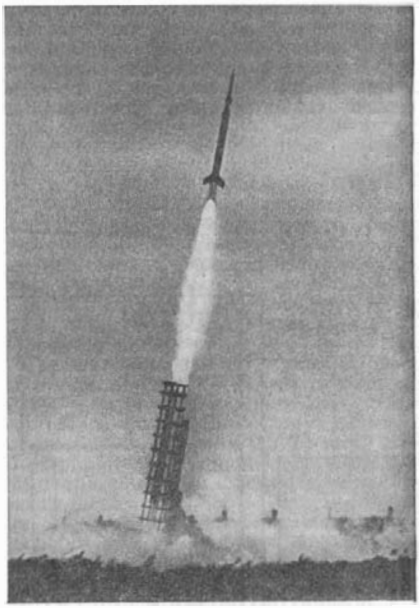


Рис. 4. Пуск советской метеорологической ракеты ММР-06

К М. р. относятся сов. ракеты МР-1, МР-12, М-100, ММР-06, амер. ракеты «Аркас» (Arcas), «Джуди Дарт» (Judy Dart), «Найк кэджун» (Nice Cajun), англ. «Скуа» (Skua), инд. ракета «Рохини-200» (Rohini-200), яп. ракеты МТ-135, К-9М и др.

Советские метеорологические ракеты систематически запускаются с 1949. Сов. М. р. типа МР-1 (с ЖРД) имеют высоту подъёма 100 км; запуск — с направляющих со стартовой башни; в головной части установлены: тепловой и мембранные манометры (общий диапазон измерений от 0,6 Па до 0,05 МПа), термометры сопротивления, болометры, фотоаппараты, радиотелеметрич. система, аккумуляторные батареи и др. На заданной высоте головная часть отделяется от корпуса и спускается на парашютах. Это увеличивает продолжительность пребывания приборов в атмосфере и открывает возможность неоднократного использования головной части. Сов. М. р. типа МР-12 более совершенны; высота подъёма 150—170 км; наряду с измерениями параметров атмосферы использовались для проведения совм. советско-франц. экспериментов по созданию искусств. светящихся облаков натрия на выс. 120—170 км с целью исследования термич. режима полярной атмосферы. Ракеты типа М-100 — 2-ступенчатые, с РДТТ на обеих ступенях; стартовая масса 475 кг, высота подъёма 100 км при массе науч. аппаратуры 15 кг. Малые М. р. ММР-06 — одноступенчатые, с РДТТ, имеют стартовую массу 135 кг, высоту подъёма 60 км при массе науч. аппаратуры ~ 5 кг.

МЕТЕОРОЛОГИ́ЧЕСКИЕ СЛУ́ЖБЫ — государственные организации различных стран, осуществляющие сбор метеорологической информации, её обработку и распространение. Осн. задачи: создание сети метеорологич. и аэрологич. станций для регулярных наблюдений за состоянием атмосферы; оперативный сбор метеорологич. наблюдений с помощью каналов связи в одном или неск. нац. центрах и обработка их для текущей информации о состоянии погоды; составление и распределение для общего пользования и спец. нужд метеорологич. прогнозов и предупреждений об опасных явлениях погоды; обмен наблюдениями с др. странами; обобщение наблюдений для изучения климата страны. Мн. страны для наблюдений за погодой и состоянием атмосферы и подстилающей поверхности осуществляют регулярные запуски *метеорологических ракет*, а также *метеорологических искусственных спутников Земли*, данные к-рых могут быть использованы любой страной. Координацию работы нац. М. с. проводит Всемирная метеорологич. орг-ция с постоянным местом пребывания в Женеве (Швейцария).

МЕТЕОРОЛОГИ́ЧЕСКИЙ ИСКУ́ССТВЕННЫЙ СПУ́ТНИК ЗЕМЛИ́ — ИСЗ, запускаемый для оперативного наблюдения за распределением облачного покрова и теплового излучения Земли с целью получения метеорологических данных для прогнозов погоды. К числу М. и. с. З. относятся сов. ИСЗ «*Метеор*», нек-рые из спутников серии «*Космос*» (напр., «Космос-122», «Космос-144», «Космос-156», «Космос-184», «Космос-206»), амер. ИСЗ «*ТИРОС*», «*Нимбус*» и др. М. и. с. З. обеспечивает одновременные измерения радиац. потоков в разных участках спектра и фотографирование облачного покрова в видимых и ИК лучах. Это выполняется ТВ камерами дневного и ночного видения, *инфракрасной аппаратурой*, измеряющей темп-ру поверхности Земли и облаков, актинометрич. приборами, измеряющими отражённое и тепловое излучения Земли и атмосферы, и др. приборами. Метеорологич. информация регистрируется бортовыми устройствами

М. и. с. З. с запоминанием и последующей передачей на земные станции. Для обеспечения географич. привязки метеорологич. информации на спутнике установлены функциональные системы, постоянно и точно ориентирующие спутник на Землю и по направлению полёта, а также производящие синхронизацию всех регистрирующих и запоминающих устройств. Электроснабжение бортовой аппаратуры М. и. с. З. осуществляется от СБ с автономной системой ориентации на Солнце и от аккумуляторных батарей. На спутнике имеются также радиотелеметрич. системы и системы для точных измерений элементов орбиты. Выс. полёта М. и. с. З. обычно 400—1500 км, что обеспечивает полосу обзора до 1000 км и более. Только за один оборот вокруг Земли спутник позволяет получить информацию об облачности с территории, составляющей ~ 8%, а данные о радиационных потоках — приблизительно с 20% поверхности земного шара. Взаимное расположение орбит М. и. с. З. выбирается т. о., чтобы обеспечить наблюдения за погодой над каждым из р-нов земного шара с интервалом в 6 часов. При этом можно следить за развитием атм. процессов в разл. р-нах Земли.

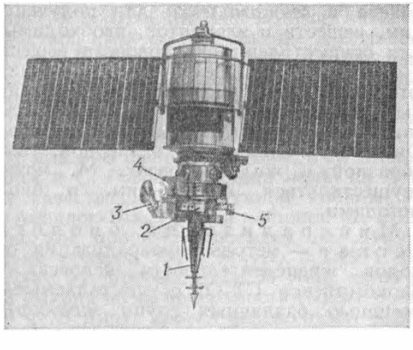
«МЕТЕО́Р-ПРИРО́ДА» — наименование советских ИСЗ для получения информации, необходимой для исследования природных ресурсов Земли, отработки методов дистанционных измерений параметров подстилающей поверхности и атмосферы. ИСЗ «М.-п.» создан на базе ИСЗ «Метеор-2» (см. «*Метеор*») с теми же функциональными системами (ориентации и стабилизации, терморегулирования, электроснабжения, радиотелеметрич. системой передачи на Землю данных о работе бортовой измерит. аппаратуры на земные приёмные пункты и т. д.). Погрешность ориентации корпуса ИСЗ по трём осям орбитальной системы координат в режиме стабилизации не более 1,5° (ориентация по вектору скорости и на центр Земли). Электропитание ИСЗ от СБ, автономно (независимо от корпуса) ориентируемых на Солнце спец. приводом по сигналам датчика направления на Солнце. Для питания аппаратуры, когда ИСЗ находится в тени, и для снятия пиков нагрузки используются хим. батареи. Регулирование процессов заряда — разряда, управление и распределение питания производятся блоками автоматики и коммутации. Управление режимами сбора и передачи информации, переключение осн. и резервных комплектов аппаратуры в случае к.-л. отказов и др. коммутационные операции производятся по командной радиолинии и программно-временным устройством, запоминающим и реализующим программы связи с земными приёмными пунктами и выбора р-нов съёмки. Отличит. особенность компоновки КА — размещение комплекса науч. аппаратуры вне герметичного корпуса, в автономно-герметичных модульных субконтейнерах. Комплекс науч. аппаратуры состоит из трёх систем, работой к-рых управляет единый блок управления. Световой поток от элемента земной поверхности, пройдя через систему объективов и зеркал, фокусируется на голографической дифракционной решётке, разлагаясь в заданные спектральные диапазоны, и затем попадает на фотоприёмники прибора многоканального спектрометра. Электрич. сигналы, получ. с приёмников, поступают на формирователь импульсов. После логич. обработки, тактирования, усиления и преобразования импульсы подаются в блок управления. Радиотепловой поток от земной поверхности принимается антенными системами микроволновых радиометров, проходит через систему волновых каналов, СВЧ-коммутаторов, модуляторов, преобразуется в цифровой вид и поступает в блок управления, к-рый осуществляет общее формирование информационного сигнала, программное управление, контроль, синхронизацию и установку режимов работы всех блоков и приборов. В зависимости от программы работы информация в цифровом виде направляется либо в запоминающее устройство, либо в радиолинию для непосредственной передачи на Землю, либо воспроизводится ранее запомненной информацией.

На ИСЗ «М.-п.», выведенном на орбиту 10.7.1981, помимо штатных систем (радиотелевиз. и ИК аппаратуры), располагался комплекс науч. аппаратуры, разработанный и изготовл. в НРБ и состоящий из многоканального спектрометра (работающего в видимом и ближнем ИК диапазонах спектра), одноканального и трёхканального микроволновых радиометров, вычислительной системы для регистрации и предварительной обработки информации. ИСЗ «М.-п.» выводятся РН «Союз» на солнечно-синхронную орбиту, близкую к круговой. *А. Г. Иосифьян.*

Запуски ИСЗ «Метеор-природа»

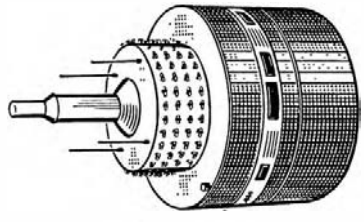
ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Метеор-природа»	29.6.1977	602	685	98	97,5
«Метеор-природа»	25.1.1979	628	656	98	97,4
«Метеор-природа»	18.6.1980	589	678	98	97,3
«Метеор-природа»	10.7.1981	611	688	97,9	97,6

ИСЗ «Метеор-природа»: *1* — антенна; *2* — телевизионная аппаратура; *3* — геофизическая аппаратура; *4* — сканирующая спектральная аппаратура; *5* — магнитометрическая аппаратура



МЕТЕО́РЫ (от греч. metéōra — атмосферные и небесные явления) — см. *Метеорные тела.*

«МЕТЕОСА́Т» (англ. Meteosat, сокр. от Meteorology Satellite — метеорологический спутник) — наименование метеорологического ИСЗ *Европейского космического агентства* (ЕСА) для использования в рамках международной программы ПИГАП (Программа изучения глобальных атмосферных процессов). ИСЗ передаёт (каждые 30 мин) снимки облачного покрова и поверхности Земли, производит измерения разл. метеорологич. параметров, ретранслирует потребителям обработанную метеорологич. информацию, осуществляет сбор и ретрансляцию информации от наземных, морских (буи) и возд. (шары-зонды) автоматич. измерит. станций. Масса ИСЗ 697 кг. Корпус — цилиндр выс. 1,45 м и диам. 2,1 м. Электропитание от СБ, а в периоды захода ИСЗ в тень Земли — от аккумуляторной батареи. Стабилизация вращением. Для ориентации оси вращения и коррекции стационарной орбиты служат микродвигатели, работающие на продуктах разложения гидразина. Перевод с переходной орбиты на стационарную обеспечивает



ИСЗ «Метеосат»

бортовой РДТТ. Осн. прибор ИСЗ — радиометр массой 52 кг, включающий телескоп Ричи — Кретьена с апертурой 40 см. Прибор работает в видимой и ближней ИК (0,4—1,1 мкм) и ИК (5,7—7,1 и 10,5—12,5 мкм) областях спектра. Разрешение соответственно 2,5 и 5 км. Мгновенное поле зрения 18 × 18°. Он рассчитан на измерение темп-ры вершин облаков и поверхности океана с погрешностью до 1 °С, а скорости ветра (по движению облаков) — с погрешностью до 3 м/с. ИСЗ «М.» выведен 23.11.1977 амер. РН «Торад-Дельта» на стационарную орбиту над 0° долготы. 19.6.1981 западноевроп. РН «Ариан» при одном из её испытат. запусков выведен ИСЗ «М.-2» на стационарную орбиту над 0° долготы. Гл. станция для управления ИСЗ и приёма информации размещается в Оденвальде (ФРГ). Обработка информации производится Центром ЕСОК в Дармштадте (ФРГ), принадлежащим ЕСА.

МЕ́ТИЛОВЫЙ СПИРТ CH_3OH — простейший предельный одноатомный спирт; высококипящее горючее для ЖРД. Бесцветная легкоподвижная жидкость с запахом, подобным запаху этилового спирта. Плотн. 792 кг/м³ (при 20 °С), $t_{пл} \approx$ $\approx$ —98 °С, $t_{кип} \approx$ 65 °С. Ядовит (приём 30 мл приводит к смертельному исходу), стабилен, с воздухом пары могут образовывать взрывоопасные смеси, коррозионно неактивен. Эксплуатационные свойства аналогичны этиловому спирту. В пром-сти получают взаимодействием окиси углерода с водородом в присутствии катализатора. Как горючее для ЖРД применялся в Германии в начале 40-х гг. в виде водного раствора в паре с азотной кислотой, в смеси с гидразингидратом совместно с перекисью водорода, а также в смеси с др. спиртами в паре с жидким кислородом. В 50-х гг. использовался в СССР в смеси с изопропиловым спиртом. Применение водных растворов обеспечивало низкие темп-ры в камере сгорания и облегчало тем самым её охлаждение. Заменён более эффективными горючими.

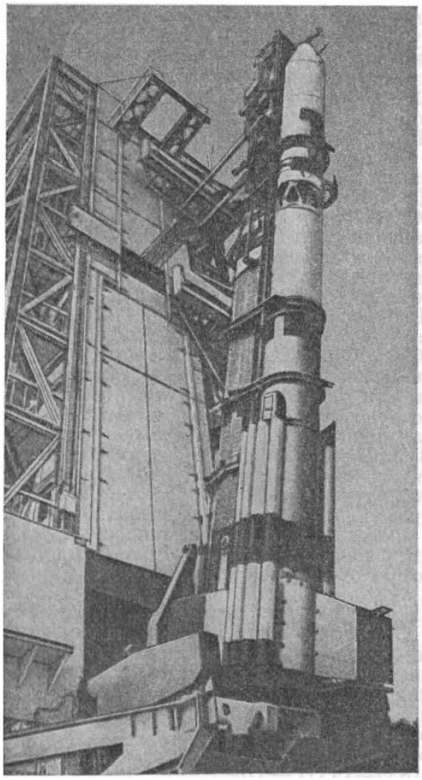
МЕЩЕ́РСКИЙ Иван Всеволодович (1859—1935) — советский учёный в об-

И. В. Мещерский

Э. Митчелл

ласти теоретической и прикладной механики. В 1882 окончил Петерб. ун-т. С 1890 приват-доцент кафедры механики. Зав. кафедрой теоретич. механики Петерб. (затем Ленингр.) политехнич. ин-та (с 1902). Осн. труды по механике тел переменной массы, ставшие теоретич. основой разработок разл. проблем, гл. обр. реактивной техники, небесной механики. Последовательно проводил в жизнь идею тесной связи теоретич. и прикладной механики. В работах «Динамика точки переменной массы» (1897) и «Уравнения движения точки переменной массы в общем случае» (1904) дал общую теорию движения точки переменной массы сначала для случая отделения (или присоединения) частиц, а затем для случая одновременного отделения и присоединения частиц. В этих работах изложены осн. уравнения ракетодинамики. Статья М. «Задача из динамики переменных масс» (1918) посвящена движению системы точек с переменными массами. Именем М. назв. кратер на Луне.

РН «Ми-3С» на стартовой позиции



«МИ» — наименование японских 4-ступенчатых и 3-ступенчатых твёрдотопливных РН. Созданы модели «Ми-4S», «Ми-3С», «Ми-3Н», «Ми-4Н» (4-ступенчатый вариант «Ми-3Н») и «Ми-3S».

«Ми-4S» — макс. полезный груз 75 кг (при выводе на орбиту с выс. в перигее 450 км и выс. в апогее 1500 км). Стартовая масса 43,6 т, дл. 23,6 м (без полезного груза), макс. диам. 1,4 м. Масса 1-й ступени 26,3 т, дл. 12,8 м, диам. 1,4 м, тяга РДТТ 850 кН, продолжительность работы 61 с. На 1-й ступени имеются 8 навесных стартовых РДТТ. Стартовая масса каждого 0,5 т, дл. 5,8 м, диам. 0,31 т, тяга 97 кН, продолжительность работы 7,7 с. Масса 2-й ступени 9,4 т, дл. 4,8 м, диам. 1,4 м, тяга РДТТ 290 кН, продолжительность работы 42 с. Масса 3-й ступени 2,7 т, дл. 4 м, диам. 0,86 м, тяга РДТТ 132 кН, продолжительность работы 42 с. Масса 4-й ступени 0,51 т, дл. 1,8 м, диам. 0,79 м, тяга РДТТ 27 кН, продолжительность работы 40 с. Системы наведения РН не имеет. На 4-й ступени — автопилот, обеспечивающий её ориентацию параллельно земному горизонту. Системой управления вектором тяги снабжён только РДТТ 1-й ступени. Стабилизация от аэродинамических органов (1-я ступень), вращением (2-я и 3-я ступени) и с помощью микродвигателей на продуктах разложения перекиси водорода (4-я ступень). Использование этой РН прекращено.

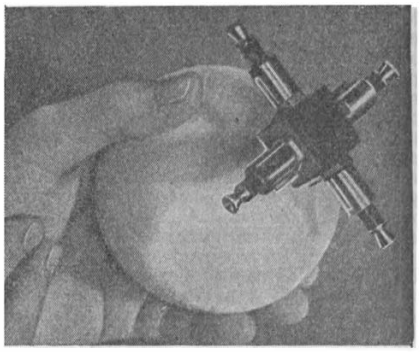
«Ми-3С» — макс. полезный груз 160 кг (при выводе на круговую орбиту выс. 250 км). Стартовая масса РН 41 т, дл. ~ 20 м (без полезного груза), диам. 1,4 м. 1-я ступень почти аналогична использовавшейся в РН «Ми-4S». Масса 2-й ступени 9,8 т, дл. 5,3 м, тяга РДТТ 284 кН, продолжительность работы 69 с. Масса 3-й ступени 1,3 т, дл. 2,3 м, тяга РДТТ 58 кН. Система наведения радиокомандная. Системой управления вектором тяги снабжён и РДТТ 2-й ступени.

«Ми-3Н» — макс. полезный груз 260 кг (при выводе на низкую орбиту). Стартовая масса ~ 40 т, дл. 25,5 м (без полезного груза), диам. 1,4 м. Ступени почти аналогичны ступеням, используемым в РН «Ми-3С». Системой управления вектором тяги снабжён и РДТТ 3-й ступени.

«Ми-3S» — макс. полезный груз 270 кг (при выводе на низкую орбиту). Отличается от РН «Ми-3Н» использованием РДТТ увеличенной тяги (1038 кН) на 1-й ступени. Запуски производились в 1971—83 с космодрома Утиноура. Полезный груз: ИСЗ «Тансей», «Шинсей», «Демпа», «Тайё», «Кёкко» и др. (см. *Японские искусственные спутники Земли*).

МИКРОБИОЛО́ГИЯ И ИММУНОЛО́ГИЯ КОСМИ́ЧЕСКИЕ — см. *Космические микробиология и иммунология*.

МИКРОДВИ́ГАТЕЛЬ ракетный — РД, тяга к-рого не превышает неск. десятков Н. Большинство М. составляют ЖРД, *газовые ракетные двигатели* и РДТТ. К М. относятся все совр. *радиоизотопные ракетные двигатели* и *электрические ракетные двигатели*. Нижний предел тяги ЖРД ограничен десятыми долями Н из-за миним. допустимого размера отверстий топливных форсунок (форсунки микроскопич. размера не обеспечивают надлежащего распыла топлива и подвержены засорению). Для газовых РД возможный миним. уровень тяги лежит значительно ниже: сублимационные РД способны развивать тягу < 1 мН, миним. тяга ЭРД — от неск. мН до десятков мкН. В космонавтике М. используются гл. обр. в *реактивных системах управления* в качестве *исполнительных органов* и в *индивидуальных ракетных двигательных установках*. По режиму работы большинство М. являются *импульсными ракетными двигателями*. Из-за своей миниатюрности многие М. сложны в изготовлении.



Двигательная установка с сублимационными ракетными микродвигателями тягой по 0,5 мН

МИКРОКЛИ́МАТ — климатические условия в частично или полностью изолированном пространстве. М. герметич. кабины КК, орбит. станции или подскафандрового пространства определяется следующими показателями: барометрич. давлением, темп-рой, влажностью, газовым, ионным и бактериальным составом воздуха, запылённостью и т. д. Напр., в двухгазовой среде, применяемой на сов. КК и орбит. станциях, отдаётся предпочтение следующим параметрам М.: атм. давление 97,3—105 кПа, парциальное давление кислорода 21—26,3 кПа, а углекислого газа не более 1,2 кПа, темп-ра воздуха 18—25 °С, относит. влажность 30—70%. Члены экипажа КК, рабочая аппаратура, наличие неметаллич. материалов оказывают существенное влияние на М. Задачу поддержания заданных параметров М. выполняют СЖО, в состав к-рой входят системы *регенерации воды*, *регенерации воздуха*, терморегулирования и др. Контроль за параметрами М. осуществляется с помощью газоанализаторов, гигрометров, датчиков темп-ры, давления и т. д.

МИКРООРГАНИ́ЗМЫ, микробы — мельчайшие, преим. одноклеточные организмы: бактерии, микроскопич. грибы, вирусы, простейшие и др.; могут быть использованы в биотехнич. СЖО обитаемого КА для непосредственного активного участия в круговороте веществ — осуществления биол. *регенерации кислорода*, *регенерации воды* и пищи растительного происхождения, *минерализации* отходов жизнедеятельности и др.

МИНЕРАЛИЗА́ЦИЯ отходов жизнедеятельности — разложение органич. отходов жизнедеятельности человека и *биокомплекса* для получения хим. веществ и элементов, необходимых для осуществления круговорота веществ в биол. СЖО. В результате М. образуются CO, CO_2, предельные и непредельные углеводороды, окислы серы и азота, молекулярный азот, аммиак и вода. Они могут находиться в твёрдой, газообразной и жидкой фазах. М. может осуществляться физико-хим. и биол. методами.

Минерализация биологическая — методы минерализации отходов жизнедеятельности человека и биокомплекса СЖО, осуществляемые с помощью различных групп *микроорга-*

низмов. Конечными продуктами биол. М. являются углекислый газ, вода, аммиак, свободный азот, минеральные соли и т. д. М. характеризуется сравнительно небольшими энергозатратами. Может осуществляться как в присутствии свободного кислорода (аэробно), так и в бескислородных условиях (анаэробно). Аэробное окисление производят в *аэротенках* и *биофильтрах*, анаэробное — в *метантенках*. М. рассматривают как один из возможных путей решения проблемы утилизации различных отходов при разработке *замкнутой биотехнической системы*.

Минерализация физико-химическая — методы минерализации отходов жизнедеятельности человека и биокомплекса СЖО, основанные на ускорении реакций окисления органических веществ под действием физических факторов (темп-ры, давления и др.) и использованием катализаторов. Физико-хим. М. может найти широкое применение для окисления отходов жизнедеятельности методами *термического окисления*, *мокрого окисления*, окислительно-каталитич. и др. в звене минерализации СЖО.

«МИРА́НДА» (англ. Miranda, по имени персонажа драмы Шекспира «Буря») — наименование английского ИСЗ для испытаний «тонких» солнечных элементов и трёхосной системы ориентации перспективных ИСЗ хозяйственно-прикладного назначения. Масса ИСЗ 93 кг, высота корпуса 0,84 м (вместе с антенным блоком 1,3 м), поперечный размер корпуса 0,67 м, размах панелей (всего 4) СБ 2,5 м (обеспечивают мощность св. 60 Вт). Ок. 1800 «тонких» (0,127 мм) солнечных элементов смонтированы на каптоновой подложке. Для развёртывания панелей служат телескопич. штанги с пневматич. системой (сжатый азот). Трёхосная система ориентации использует гиростабилизиров. платформу, солнечные датчики точной (погрешность 3′) ориентации, датчики звезды Канопус, ИК датчик земного горизонта, датчик альбедо и логич. устройство, а в качестве исполнительных органов — 6 микродвигателей, работающих на пропане. Запас пропана рассчитан на 1 год. Расчётная продолжительность активного существования ИСЗ 6 мес. ИСЗ «М.» выведен 9.3.1974 амер. РН «Скаут» на солнечно-синхронную круговую орбиту с выс. в перигее 713 км, выс. в апогее 916 км, наклонением 97,8°; период обращения 101,23 мин.

МИ́ТЧЕЛЛ (Mitchell) Эдгар (р. 1930) — космонавт США, капитан 1-го ранга ВМС в отставке. С 1952 в ВМС США. Окончил Технологич. ин-т им. Карнеги в Питсбурге (шт. Пенсильвания) в 1952, получив степень бакалавра наук по управлению, высшую школу ВМФ в 1961, получив степень бакалавра наук по аэронавтике, и Массачусетский технологич. ин-т в 1964 (там же получил степень доктора наук по аэронавтике и астронавтике). В том же году был откомандирован в школу по подготовке пилотов для аэрокосмич. исследований, в к-рой он одновременно учился и преподавал. С 1966 в группе космонавтов НАСА. 31 янв.— 9 февр. 1971 совм. с А. *Шепардом* и С. *Русой* совершил полёт на Луну в качестве пилота лунной кабины КК «Аполлон-14». Лунная кабина с М. и Шепардом произвела посадку на Луну в р-не кратера Фра Мауро 5.2.1971. На Луне М. пробыл 33 ч 30 мин, включая 2 выхода на её поверхность (общее время 9 ч 23 мин); провёл селенологич. исследования и ряд технологич. экспериментов. Полёт продолжался 9 сут 1 мин 57 с. Чл. Амер. ин-та аэронавтики и астронавтики. С 1972 в отставке. Президент фирмы «Эдгар Д. Митчелл энд ассошиэйтс» (Edgar D. Mitchell and Associates, Inc.) (Палм-Бич, шт. Флорида).

МЛЕ́ЧНЫЙ ПУТЬ — светлая полоса неодинаковой ширины и яркости, видимая на звёздном небе. Назв. связано с мифом о струе молока, брызнувшей на небо из груди богини Геры. М. п. состоит из огромного числа звёзд, не различимых по отдельности визуально. Звёздное строение М. п. хорошо видно на фотографиях, полученных с помощью больших телескопов. М. п. проходит по созвездиям: Единорога, Малого Пса, Ориона, Близнецов, Тельца, Возничего, Персея, Жирафа, Кассиопеи, Андромеды, Цефея, Ящерицы, Лебедя, Лисички, Лиры, Стрелы, Орла, Щита, Стрельца, Змееносца, Южной Короны, Скорпиона, Наугольника, Волка, Южного Треугольника, Центавра, Циркуля, Южного Креста, Мухи, Киля, Парусов и Кормы. Ср. линия М. п. (плоскость Галактики) наклонена к плоскости *небесного экватора* под углом 62°. Северный полюс М. п. находится в созвездии Волос Вероники и имеет координаты: *прямое восхождение* 12 ч 49 мин и *склонение* +27,4° (эпоха 1950.0). М. п. ярче в созвездиях Стрельца и Лебедя, слабее — в созвездиях Персея, Жирафа и Возничего. Ширина полосы М. п. колеблется от 3 до 30°. В созвездии Лебедя М. п. разделяется на два рукава, к-рые проходят через созвездия Стрелы, Орла, Змеи, Стрельца и Скорпиона и смыкаются в созвездии Центавра. См. *Звёздное небо Земли*.

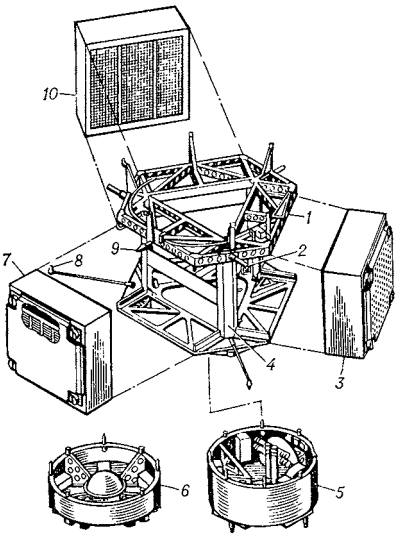
Видимая картина М. п. — следствие перспективы при наблюдении изнутри огромной сплюснутой звёздной системой — нашей Галактики. Неравномерная яркость М. п. объясняется тенденцией звёзд к скучиванию в облака и к средней плоскости М. п., неравномерным распределением тёмных пылевых туманностей, поглощающих идущий к Земле от звёзд свет. Центр М. п. (ядро Галактики) находится в созвездии Стрельца и имеет координаты: прямое восхождение 17 ч 42,5 мин и склонение — 28° 59′ (1950). Большое кол-во поглощающей материи в этой области неба сильно ослабляет свет, идущий от центральных областей М. п. Млечный путь является источником галактич. радиоизлучения с максимумом в области центра.

О звёздном строении М. п. догадывался древнегреч. философ Демокрит. Начало научного изучения строения М. п. связано с именами Г. *Галилея*, У. Гершеля (1738—1822) и В. Я. Струве (1793—1864).

Ю. С. Ефимов.

«ММС» (англ. MMS, сокр. от Multimission Modular Spacecraft — многоцелевой спутник блочной конструкции) — наименование серии американских ИСЗ научного и прикладного назначения, компонуемых из стандартных блоков служебного оборудования систем ориентации, электропитания, связи и обработки информации. Корпус ИСЗ — ферма с тремя боковыми гранями. К разъединителям каждой грани подключается стандартный блок служебного оборудования. На верхнем днище корпуса монтируется полезный груз (в зависимости от задач полёта), на нижнем днище, если необходимо,— ДУ. Электропитание от СБ. Система ориентации трёхосная.

Созданы ИСЗ «ММС-А» (или «СММ») и «ММС-В» (или «*Лэндсат*-Д»). ИСЗ «ММС-А» предназначен для исследования солнечных вспышек (воздействия их на Землю). Масса ИСЗ 1350 кг, в т. ч. науч. аппаратуры для регистрации гамма-, рентгеновского и УФ излучения Солнца — 450 кг. ИСЗ выведен 14.2.1980 РН «Торад-Дельта» на круговую орбиту



Компоновка ИСЗ серии «ММС» (без полезного груза): *1* — корпус; *2* — штифт; *3* — стандартный блок радиотехнического оборудования; *4* — элемент жёсткости корпуса; *5* — двигательная установка с дополнительным комплектом маховиков и электромагнитами магнитной системы ориентации; *6* — двигательная установка без дополнительного комплекта; *7* — стандартный блок оборудования системы электропитания; *8* — антенна; *9* — штырь для стыковки с МТКК «Спейс шаттл»; *10* — стандартный блок оборудования системы ориентации

высотой ~ 500 км, наклонением 28°; период обращения 95 мин.

ИСЗ «ММС-В» предназначен для исследования природных ресурсов Земли с помощью камеры, работающей в видимой и ИК областях спектра и обеспечивающей разрешение 30 м. Пропускная способность камеры 100 Мбит/с. ИСЗ выведен 16.7.1982 РН «Торад-Дельта» на солнечно-синхронную круговую орбиту выс. около 700 км.

МНОГОДВИ́ГАТЕЛЬНАЯ УСТАНО́ВКА на ракете — несколько одинаковых автономных РД, входящих в состав одной ДУ и работающих совместно (тяга суммируется). М. у. широко используются на 1-й и 2-й ступенях жидкостных РН; напр., разгон РН «Протон» на нач. участке полёта обеспечивается 6 ЖРД, а 2-й ступени — 4 ЖРД. Применительно к РД реактивных систем управления КА термин «М. у.» обычно не употребляется.

МНОГОКОМПОНЕ́НТНОЕ РАКЕ́ТНОЕ ТО́ПЛИВО — *химическое ракетное топливо*, состоящее из нескольких (не менее трёх) раздельно хранимых компонентов: окислителей и горючих. Использование М. р. т. позволяет в большей степени обеспечить необходимое соответствие между горючими и окислит. элементами для достижения макс. эффективности. Помимо окислителей и горючих в состав М. р. т. может входить балласт-

ный компонент, служащий либо для снижения темп-ры сгорания и увеличения уд. импульса (в этом случае продукты его термич. разложения должны иметь малую молекулярную массу), либо для повышения *эффективности ракетного топлива*.

МНОГОСТАНЦИО́ННЫЙ ДО́СТУП, уплотнение радиосигналов в системах спутниковой связи — одновременная работа большого числа *земных станций* (ЗС) через общий ретранслятор ИСЗ. При этом решается задача выбора такого метода модуляции и такого метода уплотнения радиосигналов в стволе ретранслятора ИСЗ, при к-рых энергетич. показатели ретранслятора (выходная мощность и полоса пропускания) использовались бы наиболее полно, а уровень взаимных помех между сигналами был минимальным и оказывал наименьшее влияние на условия приёма каждого из ретранслируемых сигналов. В нач. 1980-х гг. в системах *спутниковой связи* используется М. д. с разделением сигналов по частоте (МДРЧ), по времени (МДРВ) и по форме (МДРФ). Наиболее простым и распространённым является МДРЧ, при к-ром каждая ЗС передаёт свои сигналы в отведённом ей участке частотного спектра. Между сигналами ЗС предусматриваются защитные частотные интервалы, позволяющие в точке приёма разделить сигналы с требуемой точностью. Т. о., при МДРЧ через ретранслятор ИСЗ одновременно проходит неск. сигналов. При МДРВ все ЗС работают на одной частоте, но каждый передатчик ЗС периодически включается в установленный для него момент на отведённое ему время. В системах с МДРВ должна быть жёсткая система синхронизации, исключающая взаимное наложение сигналов соседних по времени станций. Многостанционный сигнал на входе ретранслятора ИСЗ имеет вид последовательности радиоимпульсов со случайной частотой заполнения. При МДРФ радиосигналы ЗС излучаются одновременно и занимают один и тот же участок частотного спектра, но ансамбль ортогональных сигналов отличается по форме. Хорошие взаимно корреляционные свойства таких сигналов позволяют разделить их в точке приёма с помощью согласованных фильтров или корреляторов; в СССР в системах спутниковой связи используются все три способа М. д.

МНОГОСТУПЕ́НЧАТАЯ РАКЕ́ТА — см. *Составная ракета*.

МО́ДУЛЬНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — РД с набором камер или двигателей — модулей, установл. по периферии *сопла с центральным телом*. Варьируя число модулей, можно легко создавать ДУ разл. тяги. М. р. д. может быть использован в будущих мощных РН. См. *«Аэроспайк»*.

МОДУЛЯ́ЦИЯ (от лат. modulatio — мерность, размеренность) — управление одним или несколькими параметрами ВЧ электрич. или электромагнитных колебаний (несущих колебаний) электрическими сигналами более низкой частоты передаваемого сообщения. Различают М. амплитудную, частотную и фазовую, а также разл. виды импульсной и кодовой М. В радиолиниях космич. связи используются как простые, так и сложные комбинир. виды М. Выбор вида М. и способа демодуляции осуществляется в зависимости от назначения космич. радиолинии и предъявляемых требований к её *помехоустойчивости*, *пропускной способности* и *дальности радиосвязи*. В спутниковых системах связи наибольшее распространение получили частотная и фазовая М.

МО́КРОЕ ОКИСЛЕ́НИЕ — метод физико-химической *минерализации*, основанный на окислении органических веществ, входящих в состав отходов жизнедеятельности в жидкой фазе. В закрытых СЖО КК может быть использован метод, применяемый для очистки сточных вод. Он основан на окислении органич. веществ в жидкой фазе (обычно в воде) при повышенных темп-ре и давлении (оптимальная темп-ра 200—300 °С и давление до 15 МПа). Степень минерализации при М. о. достигает 75—85%.

«МО́ЛНИЯ» — наименование серии советских ИСЗ нескольких типов («Молния-1», «Молния-1С», «Молния-2», «Молния-3»), предназнач. для ретрансляции ТВ программ и для дальней телефонной, телеграфной и фототелеграфной радиосвязи. ИСЗ «М.-1» (рис. 1) систематически используются с 1965; снабжены бортовыми ретрансляторами, работающими в дециметровом диапазоне длин волн (частоты 800—1000 МГц). ИСЗ «М.-2» запускались с 1971 в соответствии с программой дальнейшего развития систем связи через ИСЗ; они снабжены бортовыми ретрансляторами, работающими в дециметровом диапазоне длин волн. ИСЗ «М.-3» работают в сантиметровом диапазоне длин волн. ИСЗ «М.-1С» и «М.-3» запускаются с 1974.

ИСЗ «М.» (кроме «М.-1С») выводятся на эллиптич. синхронные орбиты с большим эксцентриситетом и апогеем, располож. над сев. полушарием (рис. 2); выс. в апогее св. 40 тыс. км, выс. в перигее 460—650 км, наклонение к плоскости экватора 62,8—65,5°, период обращения ок. 12 ч. При таких орбитах для пунктов, находящихся на терр. СССР и др. стран сев. полушария, обеспечиваются сеансы связи длительностью до 8—10 ч в сутки. Система из трёх ИСЗ на таких орбитах поддерживает непрерывную круглосуточную связь. При запуске «М.» вместе с последней ступенью РН выводится предварительно на низкую орбиту ИСЗ; включением РД последней ступени сообщается дополнит. скорость для выведения ИСЗ на осн. орбиту. «М.-1» имеет дл. ~ 4,4 м, диаметр корпуса 1,4 м, размах панелей СБ 8,6 м. Осн. часть аппаратуры и оборудования размещается в герметичном корпусе. Система ориентации обеспечивает непрерывную ориентацию СБ на Солнце, а одной из остронаправл. параболич. антенн — на Землю. Для регулирования положения трассы по отношению к наземным пунктам и изменения времени сеансов связи служит система коррекции орбиты, включающая *КДУ-414*. Энергопитание ИСЗ «М.» от СБ в виде 6 плоских панелей, раскрываемых после отделения от РН. Система терморегулирования — активная с жидкостным контуром теплопередачи и вынесенными радиаторами-излучателями. Измерение параметров орбиты, приём передаваемых с Земли радиокоманд и передача телеметрич. информации о работе бортовых систем осуществляются объединённым бортовым комплексом радиотехнич. средств. Управление сеансами связи проводится автоматически (по командам бортового программно-временно́го логич. устройства) или по командной радиолинии.

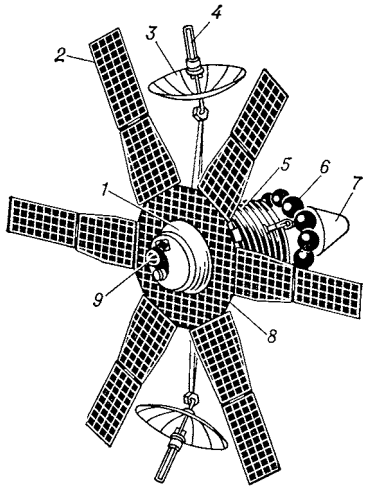


Рис. 1. ИСЗ «Молния-1»: *1* — герметичный корпус; *2* — панель солнечной батареи; *3* — остронаправленная антенна; *4* — датчик ориентации антенны на Землю; *5* — радиатор-холодильник; *6* — шары-баллоны с рабочим телом для проведения малых коррекций; *7* — корректирующая двигательная установка; *8* — панель нагревателя; *9* — датчик солнечной ориентации

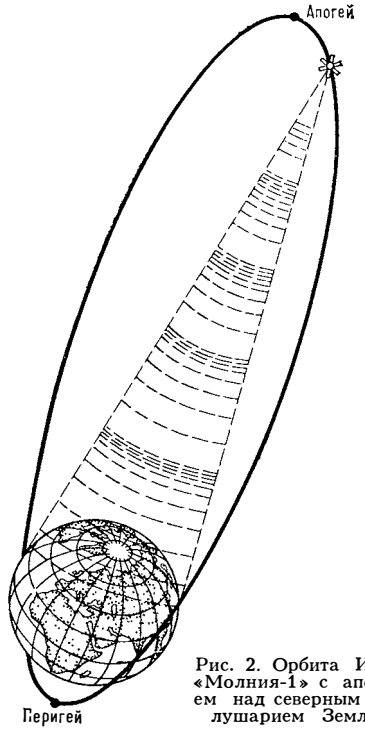


Рис. 2. Орбита ИСЗ «Молния-1» с апогеем над северным полушарием Земли

Бортовая аппаратура обеспечивает ретрансляцию телевидения с одновременной передачей звукового сопровождения или многоканальной телефонной связи с возможностью вторичного уплотнения каналов тональным телеграфом и фототелеграфом. Ретрансляция производится через параболич. остронаправл. антенну (для резервирования имеются 2 антенны). Большая выходная мощность передатчика (св. 40 Вт) и направленность бортовых антенн позволяют использовать на наземных пунктах простые по конструкции

антенны диам. 12—15 м и наименее сложные из малошумящих приёмных устройств — *параметрические усилители*. Первый ИСЗ «М.-1» запущен 23.4. 1965. Пуском второго ИСЗ «М.-1» 14.10. 1965 была начата опытная эксплуатация системы дальней двухсторонней ТВ и телефонно-телеграфной связи. Третий ИСЗ, запущенный 25.4.1966, наряду с внутрисоюзной связью и ТВ использовался в порядке междунар. сотрудничества для обмена ТВ программами между СССР и Францией, включая цветные передачи по системе «СЕКАМ». На этом ИСЗ, помимо связной ретрансляц. аппаратуры, была установлена экспериментальная аппаратура для наблюдения Земли из космоса; первые опыты были проведены в мае 1966. В 1967 было получено первое цветное ТВ изображение Земли из космоса. «М.» запускаются РН «Молния». Сведения о запуске ИСЗ «М.» см. в приложении III.

Е. Ф. Рязанов.

«МО́ЛНИЯ» — наименование советских 4-ступенчатых РН. См. «*Союз*».

МОНИТО́РИНГ КОСМИ́ЧЕСКИЙ о к р у ж а ю щ е й с р е д ы (от лат. monitor — напоминающий, надзирающий) — наблюдение за состоянием окружающей среды с помощью телевизионных изображений, фотографий, многоспектральных снимков и т. д., полученных с КА, с целью её контроля и охраны. Кроме того, М. к. включает сбор через КА нек-рых данных с наземных и мор. станций и трансляцию их в центры обработки. М. к. позволяет: выявлять очаги и характер изменений окружающей среды с миним. инерцией во времени; прослеживать и картографировать распространение воздействий человека; оценивать интенсивности процессов и амплитуды экологических сдвигов; изучать взаимодействие техногенных систем (городов, каналов и т. п.) с окружающими природными экосистемами. Существует две подсистемы М. к.: оперативная и цензовая (картографическая). Оперативная подсистема характеризуется средним пространств. разрешением (0,3—3 км), большой обзорностью (250—1000 тыс. км²), высокой частотой съёмки (от 1—2 раз в 1 ч до 1—2 раз в 1 мес), узкой специализацией, немедленной передачей информации и быстрой обработкой данных и даёт на выходе соответствующий параметр окружающей среды или сигнал действия (напр., предупреждение о пожаре). Цензовая подсистема отличается лучшим пространств. разрешением (0,01—0,3 км), небольшой частотой съёмки (от 1—4 раз в год до одного раза в неск. лет), многоцелевым использованием и даёт на выходе изображение, карту или другую информацию длит. хранения; при этом соответствующие данные накапливаются на борту КА и передаются на Землю по командам через радиоканалы или с помощью, напр., возвращаемой капсулы. В М. к. различают ряд отраслевых направлений: М. к. а т м о с ф е р ы (выявление источников и площадей механич., хим. и теплового загрязнения возд. бассейна), М. к. г и д р о с ф е р ы (наблюдения за механич., хим., тепловым и биол. загрязнением природных вод), М. к. п о ч в е н н о г о п о к р о в а (наблюдение за влажностью, гумусностью, засолением, темп-рой почв), М. к. р а с т и т е л ь н о г о п о к р о в а (определение запасов кормов, контроль за развитием с.-х. культур и т. д.), М. к. т е х н о г е н н ы х с и с т е м территорий, отчуждённых от природных экосистем (контроль за расширением застроенной площади и открытыми разработками полезных ископаемых, наблюдение за колебанием зеркала воды в водохранилищах и т. д.).

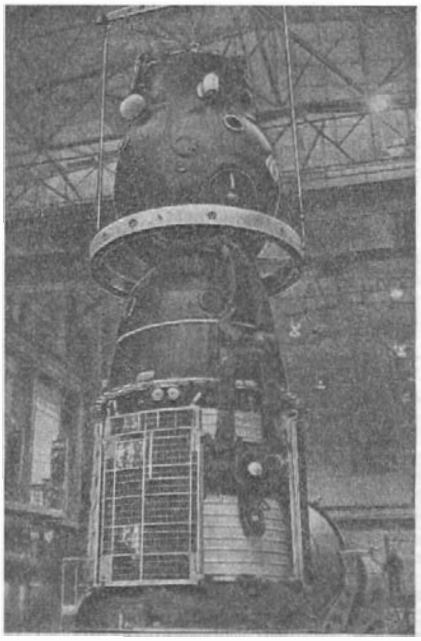
Б. В. Виноградов.

МОНОМЕТИЛГИДРАЗИ́Н $H_2N—NH(CH_3)$ — *гидразина производное*; высококипящее горючее для ЖРД. Бесцветная, дымящая на воздухе, гигроскопичная жидкость с аммиачным запахом. Плотн. 875 кг/м³ (при 20 °С), $t_{пл} \approx$ $\approx$ —52 °С, $t_{кип} \approx 87$ °С. Токсичен. При обычной темп-ре в отсутствие воздуха стабилен. Имеет удовлетворит. термостабильность, но при повышенных темп-рах разлагается с выделением теплоты и образованием горючих газообразных продуктов; при перегреве в замкнутом пространстве взрывается. М. отличается большой летучестью, в пожарном отношении значительно опаснее гидразина и несимметричного диметилгидразина. Склонен к каталитич. реакциям. М. хорошо растворим в воде, спиртах, аминах, эфире, растворим в ароматич. углеводородах, но нерастворим в керосине. По коррозионной активности близок к несимметричному диметилгидразину, а по эффективности и стабильности занимает промежуточное положение между ним и гидразином. Самовоспламеняется при контакте с азотной кислотой, четырёхокисью азота и нек-рыми др. окислителями. Получают взаимодействием метиламина с хлораминами. В ракетной технике используется как горючее в сочетании с четырёхокисью азота (напр., в реактивных системах управления КК «Аполлон»).

МОНОО́КИСЬ ФТО́РА — см. *Дифторид кислорода жидкий.*

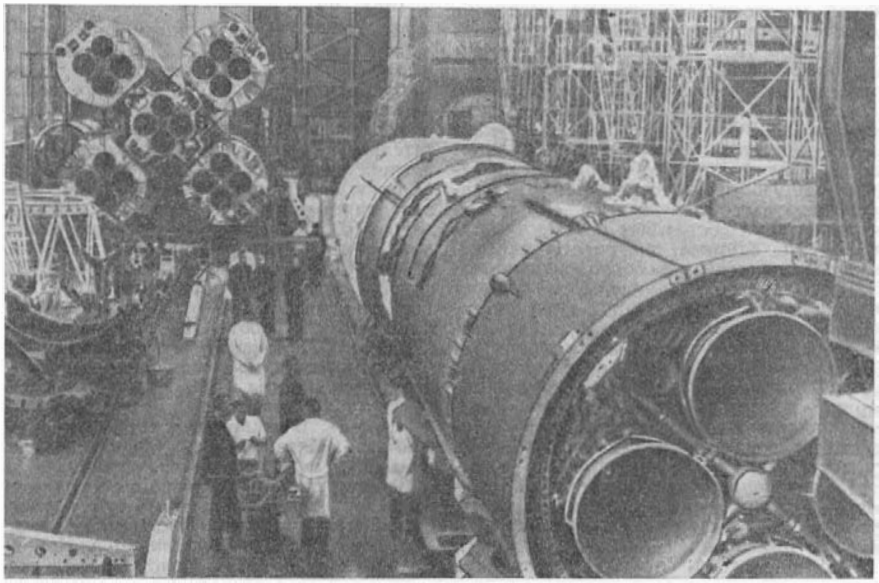
МОНТА́ЖНО-ИСПЫТА́ТЕЛЬНЫЙ КО́РПУС (МИК) — главное сооружение *технического комплекса* космодрома. Включает комплексы сборочного и испытательного оборудования, обеспечивающего расконсервацию элементов РН и КА после транспортировки, сборку ступеней РН и КА и их испытание, вертикальную или горизонтальную сборку РН, испытание их и пристыковку КА.

МИК имеет сборочные стапели, грузоподъёмные краны разл. типов грузоподъёмностью до 300 т, стыковочно-монтажные тележки (см. *Стыковочно-монтажное оборудование*), траверсы, спец. подставки, опоры, агрегаты обслуживания, лестницы, а также разл. контрольно-испытат. оборудование (в т. ч. лабораторное оборудование для исследования приборов системы управления), наземные источники электропитания, пневматич. оборудование для испытаний баков ступеней РН и т. д. Для РН тяжёлого и сверхтяжёлого классов МИК может иметь также технологич. оборудование для сборки и сварки топливных баков РН из готовых секций, доставляемых с з-дов, и гидравлич. и др. необходимых испытаний этих баков. В нек-рых МИК могут



Монтажно-испытательный корпус КК «Союз»

Монтажно-испытательный корпус РН «Союз»



одновременно собираться и проходить контрольные испытания до четырёх РН. Горизонтальная сборка РН производится на спец. стапеле, затем РН перегружается с помощью кранов МИК на *транспортно-установочный агрегат*; вертик. сборка РН производится на пусковой платформе ПУ или непосредственно на пусковом столе. Размеры МИК зависят от размеров собираемых РН и вида сборки; при вертик. сборке РН высота достигает 160 м (такой МИК есть в США).

При наличии в РН ступеней с РДТТ на технич. позиции располагается спец. корпус — здание сборки и пристыковки твердотопливных ускорителей. В здании имеются грузоподъёмные краны, а также разл. контрольно-испытат. оборудование.

Расстояние от МИК до *стартовой позиции* выбирается из соображений сохранности МИК в случае взрыва РН на ПУ или при пуске. КА поступают в МИК из монтажно-испытат. корпусов космич. аппаратов (МИК КА), в к-рых имеются комплекты сборочного и испытат. оборудования, обеспечивающего расконсервацию элементов КА после транспортировки, сборку КА и их испытания (грузоподъёмное оборудование, стыковочно-монтажные приспособления и тележки, сборочные стапели, агрегаты обслуживания и источники электропитания). МИК КА имеет также барокамеры и др. оборудование для имитации условий космич. пространства. См. *Космического полёта имитация*, *Наземные испытания* ракеты-носителя и космического аппарата, *Наземные испытания* космического комплекса, *Тепловые испытания* космического аппарата.

«МОСКВА́» — наименование советской системы спутникового ТВ для передачи программ Центрального ТВ и радиовещания на сеть *земных станций* (ЗС), расположенных в различных районах СССР (Европейская часть, Урал, Поволжье, Средняя Азия, Дальний Восток и Восточная Сибирь). Система «М.» (диапазон ТВ вещания 4 ГГц) состоит из передающей ЗС, спутникового ретранслятора на борту ИСЗ «*Горизонт*» и сети приёмных ЗС, оборудованных передатчиками малой мощности в метровом диапазоне волн. Приёмная сеть будет насчитывать около 5000 ЗС. Передающая ЗС имеет параболич. антенну диам. 12 м, передатчик мощностью ок. 3 кВт, работающий на частоте 6 ГГц. Сигнал, излучаемый передающей ЗС в сторону ИСЗ, поступает на вход бортового приёмника, а затем (после усиления и преобразования по частоте) излучается в сторону Земли. Мощность бортового передатчика ТВ ствола ретранслятора составляет 40 Вт, частота 3675 МГц. Ширина диаграммы направленности передающей бортовой антенны 5 × 5°, что позволяет получить зону обслуживания (см. в ст. *Зона видимости*) площадью ~ 10 млн. км². На Земле сигнал с ИСЗ принимается приёмной ЗС, имеющей параболич. антенну диам. 2,5 м. Приёмная ЗС, кроме антенны, содержит неохлаждаемый *параметрический усилитель* (устанавливается непосредственно на антенне), приёмную стойку и маломощный ТВ передатчик метрового диапазона волн. Аппаратура приёмной ЗС может размещаться в существующих зданиях, напр. в здании узла связи, в помещении сельского клуба или ТВ ретранслятора. Антенна устанавливается, как правило, на земле на бетонной подставке с помощью несложных металлоконструкций; при необходимости — на крыше здания. Сигнал программы радиовещания подаётся в местную радиоретрансляц. сеть или на УКВ-ЧМ радиовещат. передатчик. В системе «М.» возможна передача изображения газетных полос по каналу радиовещания. При этом станция может размещаться непосредственно на терр. типографии.

Выпускаются приёмные ЗС «Москва-Б», «Москва-РА», «Москва-КРП».

И. С. Поволоцкий.

МОСКО́ВСКАЯ ГРУ́ППА ИЗУЧЕ́НИЯ РЕАКТИ́ВНОГО ДВИЖЕ́НИЯ (МосГИРД) — см. *Реактивные группы.*

МО́ЩНОСТЬ РАКЕ́ТНОГО ДВИ́ГАТЕЛЯ полезная (тяговая) — определяется произведением тяги РД на скорость ЛА. Суммарная мощность двигателей (вычисленная по значениям конечной скорости отдельных ступеней ракеты) составляет, напр., для РН «Восток» ~ 15 ГВт, для РН «Протон» ~ 45 ГВт.

МУЗЕ́И КОСМОНА́ВТИКИ И РАКЕ́ТНО-КОСМИ́ЧЕСКОЙ ТЕ́ХНИКИ, включая постоянные выставки,— открыты во многих странах. Большинство из них находится в СССР и США. К числу крупнейших М. к. и р.-к. т. относятся следующие.

Государственный музей истории космонавтики им. К. Э. Циолковского (СССР, Калуга). Открыт 3.10.1967. Состоит из трёх залов и планетария. В одном из залов представлены рукописи, печатные труды, науч. приборы Циолковского; отражены осн. этапы развития воздухоплавания и ракетной техники. Самая большая экспозиция посвящена осуществлению идей Циолковского в СССР. Представлены материалы о сов. пионерах ракетной техники и космонавтики и первых сов. ракетных орг-циях ГДЛ, ГИРД, РНИИ. Экспонируются натурные макеты первых сов. РД (ЭРД, ОРМ-1, ОРМ-65, 09), ракет («ГИРД-09», «ГИРД-Х»), ИСЗ серии «Космос», «Молния», «Метеор», «Протон», КА серии «Луна», «Марс», «Венера», ЖРД (РД-107, РД-214, РД-119), КК «Восток», спускаемые аппараты КК «Восток-5», «Союз-34». Филиалом музея является дом-музей Циолковского в Калуге, в к-ром учёный жил и работал в 1904—33 гг.

Музей Газодинамической лаборатории (СССР, Ленинград), в составе Гос. музея истории г. Ленинграда. Открыт 12.4.1973 на терр. Иоанновского равелина Петропавловской крепости, где в 1932—33 размещались испытательные стенды и мастерские Газодинамич. лаборатории. Музей отражает историю ГДЛ и ГДЛ — ОКБ на фоне развития ракетной техники и космонавтики в СССР. Представлены многочисл. документы, фотографии, натурные макеты РД конструкции ГДЛ — ОКБ, спускаемый аппарат КК «Союз-16».

Павильон «Космос» постоянной выставки работ АН СССР на ВДНХ (Москва). Демонстрирует успехи СССР в исследовании космоса. Экспонируются натурные макеты ИСЗ, КА, КК, иссл. ракет, РД, луноходов, орбит. станции «Салют-4». В экспозиции отражены программы «Интеркосмос», ЭПАС, исследования с помощью орбит. станций.

Кроме указанных музеев и постоянных выставок, в СССР существуют: Мемориальный музей космонавтики в Москве, музей Н. И. *Кибальчича* в Коропе (УССР), музеи Ю. В. *Кондратюка* в станице Октябрьской (Краснодарский край) и Новосибирске, мемориальная комната Ф. А. *Цандера* в Риге, музей развития космонавтики имени Цандера в Кисловодске, дома-музеи С. П. *Королёва* в Москве и Житомире, рабочий кабинет Ю. А. *Гагарина* и музей в Звёздном городке, дом-музей Гагарина в Гагарине (бывший Гжатск), экспозиция «Космос» Ярославского историко-архитектурного музея-заповедника. Экспозиции по космонавтике имеются в Центральном доме авиации и космонавтики, Политехнич. музее, Гос. музее революции, Центральном музее вооружённых сил, Научно-мемориальном музее Н. Е. Жуковского (Москва), Военно-историч. музее артиллерии, инж. войск и войск связи (Ленинград), в планетариях и т. д.

Национальный музей авиации и космонавтики (National Air and Space Museum) при Смитсоновском ин-те (США, Вашингтон). Открыт в 1946 как Нац. музей авиации. В 1966 получил совр. наименование. 1.7. 1976 переведён в новое здание. Экспозиции размещены в 26 залах общей пл. ок. 14 000 м²; 40% пл. отведено космич. технике. В зале, посвящённом осн. этапам развития авиации и космонавтики, представлены ракеты Р. *Годдарда*, ракетный самолёт Икс-15, КК «Меркурий», спускаемый аппарат КК «Джемини», отсек экипажа КК «Аполлон-11». В зале «ИСЗ» экспонируются амер. иссл. ракеты и разл. ИСЗ; в зале «Ракетная техника и космические полёты» — историч. документы, начиная с 13 в., ракеты У. *Конгрева*, совр. амер. ЖРД, скафандры космонавтов и т. д. В др. залах демонстрируются РН и крупные боевые ракеты, КК, орбит. станция «Скайлэб», натурный макет состыкованных КК «Союз» и «Аполлон», отсек экипажа и лунная кабина КК «Аполлон-17», луноход для передвижения космонавтов по Луне, образцы лунного грунта, разл. амер. КА.

Алабамский ракетно-космический центр [(Alabama Space and Rocket Center), США, Хантсвилл]. Экспонируются подлинные образцы и натурные макеты ракетно-космич. техники США: от ракетного самолёта Икс-15 до луноходов. На открытой терр. установлены РН «Сатурн-1», «Сатурн-5», макет лунной кабины КК «Аполлон», ПУ боевых ракет и др.

Туристский центр на мысе Канаверал. Крупнейший из подобных центров, к-рыми располагает большинство из 22 орг-ций НАСА (центры информируют о вкладе орг-ций в космич. программы). Среди экспонатов — РН «Атлас», «Тор», «Эйбл стар», ракетная ступень «Аджена», КК «Меркурий», «Джемини», натурные макеты ЖРД Ф-1, Джей-2, скафандры космонавтов.

Международный космический зал славы (International Space Hall of Fame). Открыт в 1976 ок. Аламогордо (шт. Нью-Мексико). Музей отражает вклад в развитие мировой ракетной техники и космонавтики отд. учёных, конструкторов, технич. руководителей, космонавтов. Имеются стенды, посвящённые К. Э. Циолковскому, Ф. А. Цандеру, С. П. Королёву, А. А. *Благонравову*, М. К. *Тихонравову*, Ю. А. Гагарину, А. А. *Леонову*, В. *Гоману*, Г. *Оберту*, Э. *Зенгеру*, Р. *Годдарду*, Н. *Армстронгу* и др., макеты КК «Восток» и КА мн. стран, участвующих в исследовании космич. пространства. Представлены навигац. оборудование отсека экипажа КК «Аполлон», коллекция ЖРД и т. д.

В США, кроме указанных музеев, существуют: музей Годдарда в Розуэлле (шт. Нью-Мексико); музеи-квартиры космонавтов; полная коллекция американских КК, РД, скафандры и мн. др. широко представлены в демонстрационном центре в Хатчинсоне (шт. Канзас); образцами ракетно-космической техники располагают музеи ВВС на мысе Канаверал и при военно-воздушной базе Райт-Паттерсон в Дейтоне (шт. Огайо) и др. музеи.

В Великобритании образцы ракетной и космич. техники представлены в экспозициях разл. технич. музеев. Наиболее обширной является коллекция Музея науки в Лондоне. В числе ~ 300 экспонатов, к-рыми располагает этот музей, демонстрируется РН «Блэк эрроу», англ. высотные иссл. ракеты, ЖРД «Гамма-2», «Джей-2», «Эйч-1» и двигатель ракеты Фау-2, макеты ИСЗ «Ариэль-5», «Миранда», «Просперо», «ТД-1А», отсек экипажа КК «Аполлон-10», модели ракет и КА, науч. аппаратура КА, узлы систем жизнеобеспечения, одежда космонавтов и т. д. В экспозиции Королевского шотландского музея на поле бывшего аэродрома в Ист-Форчун представлены 1-я ступень РН «Европа-2», англ. ракета «Блэк найт» и отдельно ЖРД этих ЛА, макет ИСЗ «Просперо», приборный отсек англ. БРСД «Блю стрик», отсеки РН «Блэк эрроу», малоразмерные модели ракет и т. д. Образцами ракетной и космич. техники располагают также Музей графства Мерсисайд в Ливерпуле, Королевский авиакосмический музей в Косфорде (входит в состав Музея королевских ВВС; располагает также большой коллекцией нем. ракет 2-й мировой войны). В артиллерийском музее в Вулидже имеется коллекция ракет Конгрева.

Из музеев др. стран известны Немецкий музей в Мюнхене, музей Г. Оберта в Фойхте (ФРГ), Дворец открытий в Париже, Швейцарский музей транспорта в Люцерне, Королевский армейский музей и Технический музей в Стокгольме (экспонируют ракеты В. *Унге*), Музей техники в Варшаве, Европейский центр космической техники (входящий в состав *Европейского космического агентства*) в Нордвейке (Нидерланды), Музей космоса в Сянгане (Гонконг) и т. д.

См. вкл. XLV, XLVI.

В. И. Прищепа, Ю. В. Вергунова.

МУЗЕ́Й ГАЗОДИНАМИ́ЧЕСКОЙ ЛАБОРАТО́РИИ — см. *Музеи космонавтики и ракетно-космической техники.*

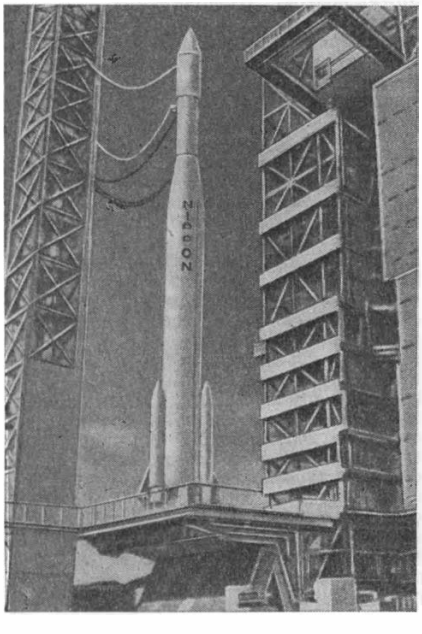
МЯ́ГКАЯ ПОСА́ДКА — посадка КА, при к-рой вертикальная скорость к моменту соприкосновения с поверхностью планеты или др. небесного тела минимальна (в идеальном случае — нуль). М. п. должна обеспечивать сохранность конструкции и систем аппарата и возможность его дальнейшего функционирования. На планеты с достаточно плотной атмосферой М. п. КА, способных развивать достаточную аэродинамич. подъёмную силу, предусматривает возможность совершать посадку самолётного типа (см. «*Спейс шаттл*»); КА, не способные к такой посадке, для осуществления М. п. должны иметь спец. устройства (напр., парашют, РД). В КА с парашютом обычно предусматриваются дополнит. устройства для демпфирования удара при посадке, напр. РД мягкой посадки. М. п. КА на небесные тела, лишённые атмосферы, осуществляется полным гашением скорости снижения с помощью посадочного РД.

МЯ́ГКОЕ СБЛИЖЕ́НИЕ космического аппарата — см. *Сближение* космического аппарата.

Н

«Н-1» (N-1) — наименование японской 3-ступенчатой РН (с навесными стартовыми РДТТ на первой ступени). Полезный груз — 250 кг при выводе на переходную орбиту с высотой в апогее 36 000 км. РН «Н-1» представляет собой модификацию амер. РН «Торад-Дельта». Все ступени РН, кроме 2-й, изготовляются в Японии по лицензии амер. фирм или закупаются в США, 2-я ступень разработана в Японии в сотрудничестве с амер. фирмой «Рокетдайн». Стартовая масса РН «Н-1» 90,4 т, дл. ~ 32 м (с полезным грузом), макс. диам. 2,5 м. 1-я ступень — ракета «*Тор*» («ЛВ-2» одной из модификаций). Стартовая масса ~ 70 т, дл. 21,4 м, диам. 2,4 м. ЖРД тягой 780 кН, с временем работы 230 с. На 1-й ступени имеется три навесных стартовых РДТТ «Кастор». 2-я ступень «ЛЕ-3» (LE-3) имеет стартовую массу 5,8 т, дл. 5,4 м, диам. 1,4 м, тяга ЖРД 54 кН, продолжительность работы 250 с, топливо — четырёхокись азота и аэрозин-50. 3-я ступень имеет стартовую массу 0,9 т, дл. 1,7 м, диам. 1,65 м, оснащена РДТТ «Стар» тягой ~ 40 кН, продолжительность работы 42 с. Радиоинерциальная система наведения (2-й ступени) изготовлена в США. 3-я ступень стабилизируется вращением (раскрутка до 120 об/мин на вращающемся столе в передней части 2-й ступени). Запуски производились с космодрома Танегасима. Полезный груз: ИСЗ «Кику», «Умэ», «ЕКС-2» (см. *Японские искусственные спутники Земли*). Создан усовершенствованный вариант — РН «Н-2» с 9 навесными стартовыми РДТТ на корпусе 1-й ступени.

РН «Н-1» на стартовой позиции



НАВЕДЕ́НИЕ АНТЕ́ННЫ земных станций — процесс совмещения направления максимума диаграммы направленности *антенны* с направлением на КА. Достигается механич. перемещением элементов антенной системы (напр., осн. зеркала, контррефлектора, облучателя и т. д.) или электронным управлением (напр., при использовании фазируемых антенных решёток). Н. а. может быть автоматическим (с использованием сигнала, принимаемого земной станцией с КА) или осуществляться программным устройством, в памяти к-рого хранится информация о траектории перемещения КА. Погрешность Н. а. выражается в долях ширины диаграммы направленности антенны по половинной мощности, в абс. угловых единицах или значением потерь принимаемого сигнала. Требования к точности Н. а. определяются функциональным назначением земной станции (станция слежения, связная станция), напряжённостью энергетич. потенциала радиолинии.

НАВЕДЕ́НИЕ АНТЕ́ННЫ космических аппаратов — заключается в совмещении максимума диаграммы направленности бортовой *антенны* КА с направлением на земной приёмный пункт; применяется при использовании на борту КА остронаправленных антенн. В случае применения неподвижных (относительно КА) антенн Н. а. осуществляется изменением *ориентации* самого КА. Наведение остронаправленных антенн, подвижных относительно КА, достигается их поворотом и может иметь место при достаточно произвольной ориентации КА. Н. а. обычно производится по командам с *наземного комплекса управления* или с *бортового комплекса управления*.

НАВЕДЕ́НИЕ РАКЕ́ТЫ — совокупность операций при подготовке ракеты к пуску, обеспечивающих пространственную ориентацию её корпуса и элементов бортовой системы управления с целью получения заданных параметров полёта ракеты по курсу. Н. р. включает вертикализацию и азимутальное наведение.

Вертикализация ракеты — доведение её на ПУ до вертик. положения с заданной степенью точности. Наибольшее отклонение оси ракеты от вертикали не должно превышать неск. угловых минут с тем, чтобы не оказать существ. влияния на ошибки азимутального наведения. Вертикализация достигается установкой базисной опорной плоскости РН на заранее выверенную опорную неподвижную плоскость ПУ или поворотом опорной плоскости ПУ вместе с установл. на ней РН вокруг двух взаимно перпендикулярных осей с помощью механизмов ПУ.

Азимутальное наведение РН обеспечивает заданное направление полёта ракеты по курсу и может осуществляться разворотом всей РН в горизонтальной плоскости с помощью поворотного механизма ПУ или введением соответствующей программы в её бортовую систему управления, т. е. без разворота корпуса РН на ПУ. В последнем случае после взлёта РН её корпус по командам бортовой системы управления разворачивается вокруг вертик. оси и принимает заданную ориентацию. Азимутальное наведение должно осуществляться с определ. точностью, чтобы автономная бортовая система управления РН смогла вывести КА на расчётную траекторию. Если достижение заданной степени точности азимутального наведения затруднено, для коррекции полёта РН по курсу на активном участке дополнительно применяют систему радиоуправления.

Все операции по Н. р. выполняются с помощью системы наведения, включающей разл. оптико-механич., фотоэлектрич., электронные, электромеханич., гироскопич. и др. приборы и устройства. Конструкции систем наведения зависят от конструкции системы управления РН и типу ПУ. Различны и схемы размещения приборов и устройств системы наведения: они устанавливаются на борту ракеты, на ПУ и на *стартовой позиции*.

НАВИГАЦИО́ННАЯ ДОКУМЕНТА́ЦИЯ космонавта — карты звёздного неба и поверхности небесных тел, инструкции, таблицы и номограммы, используемые экипажем КК для решения задач *навигации космической*. Перед проведением очередного сеанса навигац. измерений с помощью Н. д. экипаж выбирает навигац. ориентиры и оптимальную последовательность их использования в измерениях. После измерений контроль за обработкой их результатов и определением параметров движения осуществляется в соответствии с рекомендациями, содержащимися в Н. д.

НАВИГАЦИО́ННАЯ СИСТЕ́МА космического аппарата — система, осуществляющая навигацию (см. *Навигация космическая*). Различают *автономные навигационные системы*, неавтономные и полуавтономные. Общими для всех видов Н. с. являются измерит. приборы и вычислит. устройства, позволяющие по данным измерений определять параметры движения КА, к-рые могут быть различными как по сложности, так и по масштабам применения: от больших радиотелескопов и вычислит. машин до космич. секстантов и простейших вычислит. средств типа таблиц и номограмм, применяемых в ручной автономной Н. с. Осн. элементом, отличающим неавтономные Н. с. от автономных, является использование связи (радио или оптической) для обмена результатами вычислений между КА и наземными частями Н. с., т. е. центрами управления космич. полётами. По степени участия экипажа Н. с. подразделяются на автоматич., полуавтоматич. и ручные (используются только в автономных Н. с.).

Общая Н. с. может состоять из отдельных самостоятельно действующих систем; при этом одна из них является основной, а остальные — дублирующими. В состав общей Н. с., напр. автономной, могут входить отд. самостоят. системы, действующие только на определ. участках траектории КА. На КК в Н. с., помимо осн. приборов и устройств, включаются также средства отображения, с помощью к-рых экипаж может следить за правильностью выполнения разл. операций, контролировать состояние Н. с. и получать при надобности от наземных комплексов и от бортовой ЦВМ необходимые пояснения и рекомендации. На непилотируемых КА обязательным элементом Н. с. является устройство связи с наземными центрами управления полётом, служащее для контроля за работой Н. с. и для управления ею.

Точность — одна из важнейших характеристик Н. с., зависящая в целом от значений навигац. погрешностей, состава, числа и моментов времени проведения навигац. измерений, выбранных методов расчётов и ошибок выполнения активного манёвра КА. Составляющими навигац. погрешностей являются ошибки, возникающие при проведении навигац.

измерений и при определении параметров движения КА. Ошибки измерений определяются ошибками, вносимыми как самими навигац. измерит. приборами и оператором, так и методич. ошибками, связанными с неточным знанием физ. и геометрич. характеристик планет (их гравитац. поля, собств. размеров, состояния атмосферы), а также координат навигац. ориентиров в моменты проведения навигац. измерений и т. д. Ошибки определения параметров складываются из алгоритмич. ошибок (зависящих от принятого метода расчёта, т. е. от того, производится ли этот расчёт с применением конечных формул или с помощью интегрирования и т. д.) и вычислит. ошибок, связанных с ограниченностью длины разрядной сетки вычислит. машины, что приводит к определённой потере точности в вычислениях.

Различают навигац. погрешности систематич. и случайного происхождения. К первым относят, напр., неточности определения физ. и геометрич. постоянных планет и их координат; ко вторым — погрешности, значения к-рых меняются случайным образом (таковы, в частности, нек-рые ошибки измерений). Путём включения систематич. ошибок в число неизвестных параметров (помимо искомых параметров траектории КА) эти ошибки могут быть определены. Случайные погрешности уменьшаются в статистич. смысле при увеличении числа измерений. Ошибки выполнения манёвра обычно связаны с точностью системы управления движением КА. Количеств. оценку точности Н. с. в этом случае получают, учитывая погрешность в определении к.-л. важного для данного КА параметра траектории: промаха относительно планеты-цели, высоты условного перицентра и т. п. Нормальное функционирование Н. с. связано с выполнением определ. требований, предъявляемых к конструкции КА и другим его системам: обеспечение поля обзора приборам (наличие *иллюминаторов*), установка Н. с. вне КА и т. п. При работе таких приборов, как высотомер или секстант, должна быть обеспечена нужная ориентация КА. *В. М. Рудаков.*

НАВИГАЦИО́ННЫЙ ИСКУ́ССТВЕННЫЙ СПУ́ТНИК ЗЕМЛИ́ — ИСЗ для обеспечения навигации мор. судов, самолётов и других объектов. С помощью навигац. радиотехнич. систем судно или самолёт определяет своё положение относительно ИСЗ (неск. ИСЗ) в неск. точках его орбиты (для этого обычно используются передающие устройства с высокочастотными генераторами на борту ИСЗ и приёмные устройства на судне или самолёте, позволяющие выделить доплеровский сдвиг частоты радиосигналов); координаты ИСЗ в этих точках устанавливаются исходя из времени измерений и текущих значений параметров орбиты, к-рые хранятся в бортовом запоминающем устройстве ИСЗ и передаются по радио на судно или самолёт. В результате обработки полученных данных в ЦВМ судна или самолёта определяется его положение в земной системе координат. Такая система позволяет осуществлять навигац. измерения на любом подвижном объекте, находящемся в пределах радиовидимости по отношению к Н. и. с. З. (см. «*Цикада*»).

Характеристики системы Н. и. с. З. в осн. определяются необходимой частотой и точностью проведения навигац. измерений. Наиболее желательны Н. и. с. З. на полярных круговых орбитах, т. к. они «охватывают» всю поверхность Земли и отличаются большой стабильностью. Для таких ИСЗ проще, чем для ИСЗ с эллиптич. орбитой, рассчитывать эфемериды и учитывать влияние возмущающих факторов. Напр., чтобы движущийся объект мог определить своё местонахождение в любой точке Земли (с периодичностью в 2 ч), необходимы 4 Н. и. с. З., обращающихся по двум круговым полярным орбитам выс. 1000 км, разнесённым в пространстве на 45°. Ошибка определения координат подвижных объектов с помощью Н. и. с. З. зависит от совершенства навигационного судового (самолётного) комплекса и может составлять от неск. м до 1 км. Н. и. с. З. с относительно низкими орбитами в ряде случаев используются для навигации торговых, гидрографических и др. судов, самолётов; используются также высокоорбитальные Н. и. с. З. Примером Н. и. с. З. служат спутники «Космос-1000», «Транзит».

НАВИГА́ЦИЯ КОСМИ́ЧЕСКАЯ (лат. navigatio — мореплавание, от navigo — плыву на корабле, navis — корабль) — в широком смысле вождение, т. е. *управление движением* КА, включающее: проведение навигац. измерений; определение параметров траектории КА; прогнозирование движения КА на расчётный момент достижения цели; расчёт величин, требуемых для проведения манёвра (разворот КА, коррекция и т. д.), если это необходимо для выполнения поставленной задачи полёта; управление движением КА (автоматич. и непосредственно космонавтами) с целью сближения двух КА, посадки на поверхность планеты, взлёта с неё, перехода на др. орбиту и т. д.

Особенности Н. к., отличающие её от мор. и возд. навигации, заключаются в следующем. Бо́льшая часть космич. полёта происходит в состоянии свободного полёта КА (без работы РД, т. е. без расходования рабочего тела) в областях пространства, где почти отсутствует среда и действуют достаточно хорошо изученные гравитац. силы, вследствие чего пассивное движение КА поддаётся весьма точному прогнозированию; поэтому в Н. к. имеет смысл говорить об определении *траектории*. В мор. же навигации существ. влияние на движение судна оказывает окружающая среда: мор. и возд. течения, состояние моря и т. д. В космич. полёте всё топливо расходуется только на изменение характера движения КА; в мор. и возд. транспорте кол-во топлива, к-рое тратится на изменение направления движения, пренебрежимо мало по сравнению с кол-вом топлива, расходуемого на преодоление сопротивления окружающей среды. Особенностями Н. к. также является и то, что как место отправления (Земля), так и место назначения, напр. Венера или другая планета, не являются неподвижными телами — они движутся (обращаются) по своим орбитам вокруг Солнца; КА не движется ни равномерно, ни прямолинейно. Поэтому Н. к. несравнимо сложнее мор. или возд. навигации, когда место отправления и место прибытия фиксированы.

Н. к. может проводиться как неавтономными методами (путём определения фактич. траектории полёта с помощью наземных радиотехнич. или оптич. средств), так и непосредственно на борту КА специально предназнач. для этого средствами и методами (см. *Навигационная система*). Н. к. в осн. связана с использованием наземных средств, однако по мере роста длительности и дальности полётов КА будет возрастать также роль автономной Н. к., т. к. на больших удалениях от Земли автономные методы более эффективны, чем наземные. По степени участия космонавтов автономная Н. к. делится на автоматич., полуавтоматич. и ручную (для грубых оценок и расчётов и для контроля работы автоматич. системы Н. к.).

Первичная информация о параметрах движения КА получается в автономных системах с помощью навигационных измерений (НИ), осуществляемых бортовыми навигац. измерит. приборами, к-рые могут быть оптич. (секстанты, визиры, телескопы и т. д.), радиотехнич. (радиовысотомеры, радары) или инерциальными (*акселерометры*, *гироскопические интеграторы*) и др. В зависимости от типа применяемых навигац. измерит. приборов Н. к. делится на *астрономическую навигацию*, *радионавигацию* и *инерциальную навигацию*.

Для осуществления навигац. измерений КА ориентируется заданным образом в пространстве, совершает необходимые развороты и др. манёвры; результаты измерений автоматически вводятся в бортовую ЦВМ для последующей их обработки и решения навигац. задачи. На околопланетных орбитах сеансы нек-рых видов НИ могут продолжаться на протяжении одного или нескольких оборотов (напр., измерения высоты над поверхностью планеты с помощью радиовысотомера или засечка моментов времени захода и восхода Солнца и т. д.). НИ принято классифицировать по их составу — совокупности тех физ. величин, к-рые измеряются в сеансе навигац. измерений. Такими величинами могут быть, напр., высота над поверхностью планеты, угол между звёздами и планетой, ускорение, испытываемое КА при работе РД, и т. д. В качестве навигац. ориентиров в межпланетной навигации на больших расстояниях от планет часто используются небесные светила: звёзды и планеты. В орбитальной навигации для определения орбиты КА используют разл. ориентиры естеств. или искусств. происхождения (искусств. спутники планеты), если в период проведения сеанса НИ орбиты этих спутников известны достаточно хорошо. Кроме того, в качестве навигац. ориентиров возможно использование радиомаяков, располож. на поверхности планеты или на других КА, причём координаты этих радиомаяков должны быть установлены с высокой точностью. Определение оптимального состава НИ, к-рый обеспечивал бы наибольшую точность, является одним из важнейших вопросов теории и практики космич. полётов.

НИ бывают позиционные и скоростные. Позиционные НИ — измерения углов между навигац. ориентирами, расстояния КА от поверхности к.-л. планеты и т. д.; скоростные НИ — измерение радиальной скорости КА относительно планеты, угловой скорости линии визирования и т. д. Разновидностью НИ являются *траекторные измерения*, проводимые наземными центрами управления полётами. В этих измерениях определяют дальность, радиальную скорость и направление линии визирования; результаты обработки используются для определения с помощью наземных вычислит. центров параметров движения КА и расчёта необходимых манёвров.

В зависимости от участка или вида траектории в целом принято говорить об орбитальной или межпланетной навигации. Различия между ними связаны в осн.

с тем, что орбит. полёты проводятся по замкнутым и обычно близким к небесному телу (планете, Солнцу) траекториям, а на межпланетных участках КА движется по незамкнутым фрагментам траектории. Особенность орбитальной навигации — возможность эффективного использования автономной радионавигации, методов затмений и псевдозатмений, причём замкнутость низких околопланетных траекторий ИС позволяет проводить НИ в течение нескольких периодов обращения ИС вокруг планеты. В межпланетной навигации неэффективно применение радионавигации и методов затмений и псевдозатмений, что связано со значит. удалённостью перелётных участков от планет. Наиболее приемлемыми методами определения параметров траектории КА на перелётных участках являются методы астрономической навигации (напр., угломерный метод). На активных участках полёта КА, т. е. при работе РД, применяется инерциальная навигация, позволяющая учитывать влияние негравитац. сил.

Для полного определения траектории КА проводится не менее шести независимых измерений (в соответствии с числом параметров, к-рыми определяется траектория). Общая система уравнений значительно усложняется, если учесть, что поскольку результаты измерений могут содержать разл. погрешности, то целесообразно проводить как можно больше измерений с тем, чтобы с помощью методов математич. статистики уменьшить неизбежные ошибки в вычисленных значениях определяемых параметров траектории. Для достижения этой цели можно обрабатывать как группы измерений, так и единичные измерения сразу же после их проведения, причём особенность последнего метода состоит в том, что определение параметров траектории КА представляется в виде рекуррентной операции, когда уже имеющиеся на момент очередного НИ оценки параметров траектории объединяются с вновь поступающей информацией после проведения измерений и параметры траектории вычисляются снова. Этот процесс повторяется после каждого измерения на протяжении всего сеанса НИ. Осн. достоинство рекуррентного метода — приспособленность вычислений такого типа к работе автоматич. бортового вычислит. устройства, т. к. информация, поступающая от измерит. приборов, может по мере её получения последовательно добавляться к уже имеющейся.

Особое значение имеет вопрос о времени проведения сеансов НИ и последующих манёвров, т. к. на участке межпланетного полёта КА (напр., от Земли) при достаточно точном выведении отклонение фактич. траектории от расчётной незначительно, и для ликвидации отклонений в начале траектории нужны малые импульсы и соответственно малый расход топлива. Но ошибки ещё малого числа измерений и проведения манёвра могут помешать необходимому исправлению фактич. траектории полёта КА в р-не цели. При подлёте к цели (напр., к планете) траектория известна точнее, чем на нач. участке (поскольку навигац. информация поступала в течение значительно бóльшего времени), но для её исправления требуются большие импульсы. Т. о., НИ и манёвры целесообразно отнести на такой участок траектории, к-рый являлся бы оптимальным по отношению к рассмотренным выше нач. и конечному участкам, т. е. возникает задача о навигац. стратегии или, в более узком плане, задача об оптимальной стратегии НИ.

В общей постановке задача определения оптимальной стратегии НИ включает их планирование и проведение, выбор моментов коррекции и самого состава измерений т. о., чтобы при выбранном методе определения параметров траектории достигалась наибольшая точность их вычислений. В огранич. постановке задачи построения оптимальной стратегии состав НИ и интервал времени возможного проведения коррекции определяется заранее, так что промежуток времени, отводимый для проведения НИ, оказывается примерно известным. Задача, таким образом, сводится к нахождению оптимального распределения заданного числа измерений на заданном отрезке времени. Проблема оптимальной стратегии НИ приобрела особую важность для автономной Н. к., т. к. число измерений, проводимых на борту КА, обычно невелико, решение вопроса о том, как их расставить (чтобы неизбежные ошибки измерений как можно меньше влияли на точность определяемых параметров движения), имеет большое значение.

Задача определения параметров траектории по результатам НИ значительно усложняется, если она решается не на Земле (в центрах управления), а непосредственно на борту КА. В этом случае расчёты должны производиться по таким программам, к-рые не только обеспечивают требуемую точность определяемых параметров траектории, но и занимают в запоминающем устройстве бортовой ЦВМ как можно меньший объём. С развитием космич. полётов автономная Н. к. будет играть всё большую роль.

В. М. Рудаков.

НАГРУ́ЗКА ВЕТРОВА́Я — аэродинамическая нагрузка на конструкции РН, агрегатов и сооружений *космического комплекса* при их наземной эксплуатации от действия ветра. Оценивается значением сосредоточенной силы, приложенной в центре ветрового давления агрегата или его части. По характеру воздействия Н. в. подразделяют на статич. и динамическую. Статич. Н. в. вызывается осреднённым скоростным напором ветра и определяется по формуле $W=C\frac{\rho v_р^2}{2}S$, где W — ветровая нагрузка; C — аэродинамич. коэффициент; ρ — плотность воздуха при заданной технич. условиями миним. темп-ре окружающей среды; $v_р$ — расчётная скорость ветра, определяемая с учётом её увеличения для высот св. 10 м от поверхности Земли; S — площадь проекции конструкции или её части на плоскость, перпендикулярную вектору скорости ветра.

Динамич. Н. в. вызывается пульсациями ветрового потока (атм. турбулентностью), возмущениями в аэродинамич. следе, располож. с наветренной стороны конструкции, а также её динамич. аэроупругой неустойчивостью (вихревое возбуждение, галопирование) и приводит к колебаниям конструкции вдоль и поперёк направления ветрового потока. Динамич. реакция конструкции на действие Н. в. зависит от её геометрич. и динамич. характеристик и для высоких конструкций может быть соизмерима с её реакцией на статич. Н. в.

Полученные расчётом Н. в. при необходимости уточняются продувками моделей в аэродинамич. трубе.

НАГРУ́ЗКИ на конструкцию космического аппарата — определяются для всех основных этапов полёта и для КА, эксплуатируемого на планете, и служат исходными данными при расчёте конструкции на прочность. Н. обычно разделяются на полётные нагрузки и нагрузки, возникающие при наземной эксплуатации. Последние в осн. связаны с подъёмно-транспортными работами на з-де, технич. и стартовой позициях, ветровыми нагрузками, пневмо-, гидро-, вакуумными испытаниями. Нагружение конструкции КА в полёте обусловлено воздействием внеш. сил (аэродинамические, тяга РД, взаимодействие с поверхностью планеты при посадке и др.) и внутр. сил (давление в баках, температурные деформации и т. п.). Полётные Н. условно делятся на аэродинамич. (газодинамические), инерционные, Н. от РД, от механич. взаимодействия (при посадке, стыковке, разделениях, раскрытиях элементов конструкции и др.), от внутр. давления и изменения темп-р. По характеру воздействия Н. делятся на статические (медленно меняющиеся во времени) и динамические. Статические Н. вызываются давлением наддува в баках, весом КА или его частей, неоднородностью темп-ры конструкции и др. Динамич. Н. (напр., давление в камере РД, аэродинамич. и газодинамич. Н., инерционные Н. в сочетании с вибрацией и ударами) имеют, как правило, статич. и динамич. составляющие. При определении исходных данных для расчёта на прочность для такого типа Н. статич. составляющую обычно относят к статич. Н.; динамическая составляющая учитывается отдельно. При разработке КА стремятся уменьшить Н. в отд. элементах за счёт снижения внеш. воздействий и оптимального распределения усилий между разл. частями конструкции в разных расчётных случаях нагружения.

НАДДУ́В БА́КОВ — создание в баках ракет или КА определённого давления над уровнем жидкости. В РД с насосной подачей топлива Н. б. обеспечивает на входе насосов напор, необходимый для их бескавитационной работы; в РД с вытеснит. подачей — непосредственную подачу компонентов топлива в камеру сгорания с необходимыми давлением и расходом. Н. б. применяется также для компенсации продольных сжимающих усилий в тонкостенной оболочке топливных баков (несущих баках), для предотвращения смятия тонкостенных баков атмосферным давлением при расходовании топлива в полёте и при работах на технич. и стартовой позициях. Выбор газа наддува определяется видом топливного компонента в баке. Н. б. в полёте может осуществляться: азотом, гелием или др. газами, хранящимися на борту в сжатом виде (в баллонах) или в жидком состоянии; газообразными продуктами, получаемыми из осн. компонентов топлива в теплообменниках-испарителях; газообразными продуктами сжигания осн. или спец. компонентов топлива в газогенераторах наддува (в т. ч.— твёрдотопливных). Для Н. б. применяется гл. обр. система с гелием в баллонах. Для баков большого объёма часто используется охлаждённый гелий с подогревом его в теплообменниках перед подачей в топливный бак (в топливных отсеках с низкокипящими компонентами переохлаждение достигается погружением баллонов в жидкий компонент с низкой температурой). Во время подготовки РН с КА к пуску Н. б. производится инертными

газами (гелий, аргон, азот) от наземной системы.

НАДДУ́В ЁМКОСТИ — создание избыточного давления в ёмкости подачей в неё сжатого газа, редуцированного до определённого давления. Обеспечивает подпор на входе в насосную установку для бескавитационной работы насосов. Используется при хранении и транспортировке ёмкостей малой жёсткости. Наддув заправочной ёмкости применяется также для вытеснит. *заправки* ракеты топливом.

НАДИ́Р (араб. назир, от на́зара — смотреть на, видеть) — расположенная под *горизонтом* точка *небесной сферы*, в к-рой её пересекает отвесная линия, проходящая через пункт наблюдения. Н. диаметрально противоположен *зениту*.

НАДПЕ́РЕКИСНЫЕ СОЕДИНЕ́НИЯ — см. *Кислородсодержащие вещества*.

НАЗЕ́МНОЕ ОБОРУ́ДОВАНИЕ КОСМИ́ЧЕСКИХ КО́МПЛЕКСОВ — совокупность агрегатов и систем технологического и испытательного оборудования стартовых, технических и измерительных комплексов космодрома. Для подготовки и пуска РН с КА применяют оборудование, к-рое в зависимости от видов выполняемых операций делится на след. группы: пусковое, установочное, заправочное, термостатирования, транспортное, грузоподъёмное, обслуживания, испытат., электросиловое, нейтрализации, противопожарное, а также *проверочно-пусковое оборудование* и *стыковочно-монтажное оборудование*.

Пусковое оборудование обеспечивает приём, *наведение ракеты* и её удержание в положении для пуска, подвод к ней электрич., топл., пневматич., дренажных и др. коммуникаций, а также пуск. Включает *пусковую установку* (ПУ), *пусковой стол*, пусковую платформу, нек-рые элементы *пускового сооружения*. С ПУ стартуют РН (массой до 3000 т, диам. более 10 м и выс. св. 100 м) с ЖРД и РДТТ. При пуске ПУ находятся под воздействием мощных высокотемпературных газовых струй РД; в р-не *стартовых позиций* возникают акустич. поля большой интенсивности.

Установочное оборудование служит для установки (снятия) РН в вертик. положение на ПУ. Жидкостные РН устанавливают незаправленными; масса нек-рых РН с КА св. 200 т. РН с РДТТ и их ступени (масса нек-рых из них достигает 500 т) транспортируют и поднимают на ПУ снаряженными (см. *Установка ракеты*, *Снятие ракеты*).

Заправочное оборудование предназначено для *заправки* РН и КА жидкими компонентами *ракетного топлива* и *газами сжатыми* и включает: *заправочные станции*, насосные станции, цистерны, *компрессорные станции*, *ресиверные*, трубопроводы, *арматуру заправочных систем*, наполнит. соединения, системы дистанц. и автоматич. управления процессами заправки. Различают заправочное оборудование для высококипящих и низкокипящих (криогенных) компонентов топлива, а также для сжатых газов. Совр. *заправочные системы* подают на борт РН десятки и сотни т *окислителя* и *горючего*, среди к-рых — азотная кислота, четырёхокись азота, жидкие кислород, фтор, водород, керосин, несимметричный диметилгидразин и др. Скорости заправки достигают неск. тыс. л/мин, а погрешность дозирования — 0,3%. В ракетно-космич. технике широкое применение находят такие сжатые газы, как воздух, азот, гелий (с давлением до 40 МПа). Расходы газов при заправке достигают 150 кг/с (при 20 МПа). Потребная степень сухости воздуха оценивается точкой росы (—55 °С).

Оборудование для *термостатирования* поддерживает заданную темп-ру элементов РН, КА и компонентов ракетного топлива при изменении темп-ры окружающего воздуха от —40 °С до 50 °С и включает: *холодильные центры*, средства обогрева, термочехлы и др. Совр. холодильные центры для нек-рых стартовых комплексов характеризуются хладопроизводительностью 2 МВт/ч и теплопроизводительностью св. 1 МВт/ч.

Трансп. оборудование применяется для *транспортировки ракеты*, её ступеней, а также компонентов топлива и передвижных агрегатов по грунтовым дорогам и ж. д., по воздуху и воде. Перевозке подвергаются объекты массой до 5500 т и выс. св. 100 м.

Грузоподъёмное оборудование служит для выполнения подъёмно-перегрузочных операций при транспортировке, сборке, перегрузке и обслуживании РН и включает грузоподъёмные краны (мостовые, стреловые, деррик-краны и др.), лифты, подъёмники, домкраты, лебёдки, оборудование для бескрановой перегрузки и т. д. Грузоподъёмные краны иногда выполняют функции *установщиков* и позволяют заменить операцию подъёма РН в вертик. положение, напр. вертикальной сборкой его отд. ступеней на ПУ стартового комплекса или в МИК технич. позиции. Грузоподъёмность кранов, используемых в МИК, св. 200 т, выс. подъёма грузов до 140 м (напр., в здании сборки РН «Сатурн-5»).

Оборудование обслуживания обеспечивает доступ людей, подачу приборов и приспособлений, подвод коммуникаций к разл. отсекам РН и КА, находящихся на ПУ или в МИК; включает башни и *фермы обслуживания*, автовышки, кабины и *площадки обслуживания* и т. п. Нек-рые РН имеют св. 10 отсеков, причём верхние из них могут располагаться на выс. св. 100 м. Высота *башен обслуживания* достигает 125 м, размеры сторон основания 40 × 40 м, масса ок. 4500 т.

Испытат. оборудование служит для испытаний приборов, агрегатов и ступеней РН, а также РН и КА на технич., стартовой позициях и в полёте. Включает испытат. аппаратуру МИК и стартового комплекса, а также средства *измерительного комплекса космодрома*.

Электросиловое оборудование обеспечивает питание РН, КА, аппаратуры и систем дистанц. и автоматич. управления агрегатов спец. токами и пост. током напряжением 27—30 В; включает различного типа электропреобразоват. агрегаты, устройства и т. п.

Спец. оборудование осуществляет нейтрализацию пролитого топлива и остатков токсичных компонентов ракетного топлива и их паров в процессе заправки, а также элементов РН после слива топлива при несостоявшемся пуске (см. *Нейтрализация топлива*).

Противопожарное оборудование служит для защиты стартовой площадки от случайного возгорания пролитых компонентов топлива, а также при аварии (взрыве) РН на старте. Включает водяные, парогазовые и пенные системы пожаротушения.

В Н. о. к. к. широко применяются многофункциональные агрегаты, выполняющие ряд операций по подготовке ракет к пуску. Напр., транспортировку собранных РН с КА с технич. на стартовые позиции и установку их на ПУ иногда выполняют *транспортно-установочные агрегаты*; в нек-рые стартовые комплексы входит *транспортно-установочная тележка*. Башни обслуживания могут производить сборку РН на ПУ и обслуживание её при подготовке к пуску.

Г. К. Кочанов.

НАЗЕ́МНЫЕ ИСПЫТА́НИЯ космического комплекса — полная и всесторонняя проверка соответствия составных частей *космического комплекса* заданным требованиям и оценка готовности опытного образца к *лётным испытаниям*. Объекты Н. и.: элементы, блоки, подсистемы и системы бортовой аппаратуры РН и КА, КА и РН в целом (см. *Наземные испытания* ракеты-носителя и космического аппарата), а также оборудование технич. и стартового комплексов, средства измерит. комплекса космодрома и *наземного автоматизированного комплекса управления* КА.

Испытания технич. и стартового комплексов проводятся после монтажа, капитального ремонта или модернизации входящего в их состав оборудования и включают испытания транспортного, подъёмно-перегрузочного, монтажно-стыковочного, транспортно-установочного, заправочного и пускового оборудования, а также средств термостатирования и вакуумирования, систем спец. наземного электроснабжения, проверочно-пускового электрооборудования, дистанционного управления технологич. операциями подготовки и пуска РН с КА. Их цель — проверка качества монтажа, определение основных параметров функционирования механизмов и систем, надёжности их работы, удобства и безопасности обслуживания, особенно при стыковке РН с КА, транспортировке их на стартовую позицию, заправке топливом КА и РН и пуске.

При испытаниях средств измерит. комплекса космодрома и наземного автоматизированного комплекса управления КА особое внимание уделяется надёжности и точности функционирования средств траекторных измерений, средств телеметрич. контроля и командно-программного управления КА, систем служебного ТВ, единого времени, связи и передачи данных в Центры управления, систем телефонной, телеграфной и ТВ связи с экипажами КК, а также обеспечению удобства и безопасности обслуживания этих средств и систем. При испытаниях широко применяются методы математич. и имитационного моделирования, а также привлекаются КА различного назначения.

Испытания корабельных командно-измерит. пунктов проводятся после постройки корабля и монтажа на нём спец. систем и устройств. Они включают испытания механизмов, систем и корабля в целом, а также систем контроля траекторий, телеконтроля и управления КА в полёте, комплексов навигац. обеспечения, средств спутниковой радиосвязи, связи с береговыми радиостанциями и т. д. По своим целям и задачам они аналогичны наземным испытаниям средств наземного автоматизированного комплекса управления.

В процессе Н. и. проводится проверка правильности выбранных схемных и конструктивных решений путём проведения конструкторско-доводочных (КДИ), чистовых доводочных (ЧДИ) и межведомственных испытаний. В процессе КДИ и ЧДИ оценивают соответст-

вие реальных характеристик аппаратуры заданным требованиям. По результатам этих испытаний создаются опытные образцы. Межведомственным испытаниям подвергаются наиболее ответственные узлы и агрегаты элементов космич. комплекса. По их результатам оформляется акт, в к-ром указываются рекомендации по корректировке конструкторской документации и устранению выявленных недостатков (неисправностей), а также предлагаются сроки доработок, даётся заключение о допуске проверяемых изделий к следующему виду испытаний или возвращении их на доработку.

В зависимости от назначения образца он подвергается различным по объёму испытаниям, к-рые определяются их программой и методикой. Программа содержит цели и задачи испытаний, методы определения и оценки характеристик образца, сроки проведения испытаний и основные мероприятия по их обеспечению. Методика испытаний предусматривает: виды, порядок, нормы и способы (методы) проверки соответствия характеристик образца заданным требованиям, состав контрольно-измерит. и имитирующей аппаратуры; порядок и методы обработки результатов измерений.

В случае внесения изменений в конструкцию или технологию изготовления опытного образца на заводе-изготовителе проводятся типовые испытания с целью оценки эффективности внесённых изменений. При положительных результатах проверки изменения вносятся в техническую документацию изделия. Все указанные испытания проводятся на вибро- и ударных стендах, на центрифуге и в термобарокамерах. На электрич. стендах проверяется функционирование аппаратуры в различных режимах полёта РН и КА. При этом отрабатывается функционирование систем командно-программной радиолинии, средств траекторных измерений и т. п. На огневых стендах проверяется работа двигательных установок (см. *Огневые испытания*). Отдельные агрегаты, узлы, детали элементов космического комплекса доводятся до разрушения для определения механических запасов прочности.

Б. Е. Асеев.

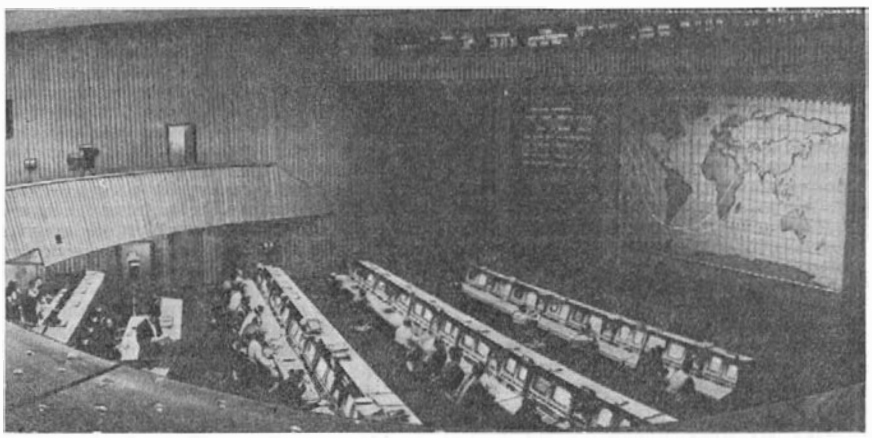
НАЗЕ́МНЫЕ ИСПЫТА́НИЯ ракеты-носителя и космического аппарата — совокупность операций, проводимых на заводе-изготовителе, технич. и стартовой позициях для проверки правильности функционирования всех систем, узлов и агрегатов собранной РН с КА. Осн. типы Н. и.: по числу охватываемых испытаниями систем, узлов и агрегатов — комплексные, автономные и выборочные; по назначению — приёмо-сдаточные, проверочные, регламентные. Комплексные испытания— совместная проверка функционирования систем, узлов и агрегатов РН и КА в последовательности и объёме, близким к эксплуатационным; относятся, как правило, к категории приёмо-сдаточных испытаний, проводимых по полной или близкой к ней программе предстоящего полёта; могут проводиться на заводе-изготовителе, затем (после транспортировки) на технич. и стартовой позициях по сокращённой программе. В случаях, когда окончательная сборка РН с КА предусматривается только на технич. позиции, там же проводятся и первые комплексные испытания. Неотъемлемой частью комплексных Н. и. является и ряд др. проверочных испытаний — напр., после стыковки КА с РН, после установки РН с КА на стартовой позиции и т. д. Как правило, комплексным испытаниям РН с КА предшествуют автономные — проверочные испытания отд. систем, узлов и агрегатов. Выборочные испытания — испытания отд. систем, узлов, агрегатов, при работе к-рых в процессе комплексных испытаний были выявлены неисправности, сбои и т. д.; проводятся по специально разрабатываемым (т. н. «частным») программам с целью выявления характера неисправности, её местонахождения, причины (для выдачи рекомендаций по её устранению), а также проверки работы системы, узла, агрегата после устранения дефекта. В ходе их могут испытываться отд. прибор или вся система, в к-рых замечен дефект (автономные испытания). Выборочные испытания относятся, как правило, к категории проверочных испытаний. При хранении РН и КА могут подвергаться регламентным испытаниям в соответствии с планом регламентных работ. В объём Н. и. собранных РН и КА входят: электрич. испытания (включающие проверку всех электросиловых, коммутационных, радиотелеметрич. и др. систем); испытания на герметичность отсеков, ёмкостей и пневмогидромагистралей; проверка функционирования электромеханич. систем. Перед испытаниями создаются условия, при к-рых можно имитировать работу нек-рых систем, узлов без их нормального (для условий полёта) срабатывания (напр., для пиротехнич. устройств, ДУ, клапанов и т. д.). В нек-рых случаях Н. и. полностью собранных РН и КА, изготавливаемых небольшой серией, могут предшествовать испытания (комплексные, выборочные и т. д.), проводимые на расчленённом на составные части комплексе (т. н. разобранный комплекс). После проведения Н. и. системы, узлы и агрегаты РН и КА должны приводиться в исходное (перед стартом) состояние. При Н. и. используются: аппаратура, имитирующая работу наземных командно-измерит. комплексов (включая ЦВМ и т. д.),спец. пульты, стенды, барокамеры, технологич. и такелажные приспособления и т. д. Н. и. РН и КА (подготавливаемых к полёту) всегда предшествуют разнообразные испытания на спец. макетах, моделях, установках, имитирующих условия работы как всей РН с КА, так и их отд. узлов и агрегатов (напр., испытания на статич. и динамич. нагружения, проведение заправочных работ, операций по разделению, стыковке, оценке надёжности работы систем и т. д.). См. также *Космического полёта имитация.*

Г. И. Гадалин.

НАЗЕ́МНЫЙ АВТОМАТИЗИ́РОВАННЫЙ КО́МПЛЕКС УПРАВЛЕ́НИЯ (НАКУ) — базовый, универсальный для всех типов КА комплекс стационарных и подвижных систем и средств обмена командно-программной, телеметрич. и траекторной информацией с КА, средств связи и автоматизир. сбора и обработки информации с необходимым *математическим обеспечением*, предназначенный для управления всей совокупностью КА, функционирующих в космич. пространстве (ранее наз. командно-измерительным комплексом — КИК).

Средства НАКУ размещаются на командно-измерит. пунктах (КИП), рассредоточенных по земному шару (ранее наз. наземными измерительными пунктами — НИП), центральном командном пункте (ЦКП), центральных пунктах управления (ЦПУ) различными типами КА и *Центре управления полётом* (ЦУП) пилотируемых *космических комплексов.* Эти средства объединены в единый автоматизированный комплекс управления КА линиями информационной и технологической связи (рис. 1,2). НАКУ решает задачи *управления движением* КА на всех участках полёта и спуска КА, контроля за функционированием устройств и систем КА, управления приёмом с КА целевой спец. информации (науч., метеорологич., связной, ТВ, навигац., топогеодезич. и др.), радиосвязи с экипажами КК. Средства НАКУ, технологически объединённые в отд. *наземные комплексы управления* (НКУ), входят в состав *автоматизированных систем управления* (АСУ) космич. системами разл. целевого назначения наравне со средствами др. функциональных комплексов. Основу организац. структуры НКУ КА составляет их функциональная специализация по типам КА, решающих задачи в интересах определ. ведомств. Напр., в США комплексы управления подчинены двум ведомствам: Мин-ву обороны (2 комплекса управления — КА воен. назначения и навигац. КА) и НАСА (2 комплекса управления — ИСЗ, КК и межпланетные КА). В США достаточно чётко выражено стремление к объединению систем управления на основе обеспечения взаимодействия различных систем и сетей слежения за КА на принципах функциональной и сигнальной совместимости средств. Сети слежения

Рис. 1. Центр управления полётом (СССР)



США насчитывают неск. ЦУП и более 40 КИП. Др. капиталистические страны в общей сложности имеют более 20 КИП, размещённых в различных частях света.

В СССР средства НАКУ входят в единую гос. автоматизир. систему управления КА. В первые годы создания и развития космич. средств в СССР элементы НАКУ размещались только в пределах терр. нашей страны на нескольких КИП. С увеличением числа одновременно функционирующих КА, с усложнением самих КА и методов их управления число стационарных наземных пунктов увеличилось. Для управления КА на участках орбиты, не контролируемых с терр. СССР, были созданы и включены в состав НАКУ спец. корабельные КИП (ККИП). В НАКУ используется св. 10 ККИП АН СССР, в т. ч. на н.-и. судах «*Космонавт Юрий Гагарин*», «*Космонавт Владимир Комаров*» и «*Академик Сергей Королёв*». Измерительная информация с ККИП в ЦКП и командно-программная информация с ЦКП на ККИП передаются через космич. каналы связи. Возможность ККИП автономно работать в океане до 3—4 мес значительно расширила зону действия средств НАКУ по решению задач управления КА практически на всех суточных витках полёта объектов ближнего космоса, а также задач круглосуточного контроля и управления дальними (межпланетными) КА. С целью телеметрич. контроля КА на участках полёта, не перекрываемых КИП в пределах терр. СССР, в составе НАКУ используются самолётные измерит. пункты.

Гл. органом управления НАКУ является центральный командный пункт. Он предназначен для руководства и координации работы ЦПУ как органов АСУ различных типов КА, а также всех служб и средств НАКУ при запусках и решении задач обеспечения полёта и функционирования КА. ЦКП обеспечивает взаимодействие с *космодромами*, *баллистическими центрами* (БЦ) и орг-циями, участвующими в управлении КА и получении целевой информации с них, оценку общей *космической обстановки*, при необходимости корректировку планов работ и т. д. В структуре ЦКП имеются координирующий орган, центральный узел связи (ЦУС) и неск. органов оперативного управления КА — секторов управления нек-рыми типами КА, базирующихся на общий информационно-вычислит. комплекс (ИВК) из неск. ЭВМ высокого быстродействия. ИВК ЦКП включает также внешние накопители информации большой ёмкости, устройства сопряжения с аппаратурой ввода и вывода информации, устройства наглядного отображения информации (экраны группового и индивидуального пользования, отображающие космич. обстановку, состояние готовности средств НАКУ, состояние КА), устройства документирования данных (графопостроители, цифропечатающие устройства), оконечные устройства и аппаратуру передачи данных для обмена информацией с внеш. абонентами — КИП, БЦ и территориально удалёнными ЦПУ (напр., *центром дальней космической связи*, центром управления полётом КК и др.). При этом вынесенные региональные ЦПУ в общей структуре НАКУ играют роль секторов управления ЦКП. В секторах управления ЦКП, в ЦПУ и ЦУП производятся долгосрочное и оперативное планирование работы средств управления КА конкретных типов, обработка и анализ траекторной и телеметрич. информации, поступающей с КИП, диагностика и оценка состояния КА, оценка степени выполнения задач полёта, выработка решений по управлению КА, принятие решения на завершение программы полёта и т. д. В состав ЦПУ (ЦУП) входят: ИВК, узел связи (УС), зал управления и помещения для групп анализа и управления, оборудованные средствами наглядного отображения и взаимодействия операторов с ИВК и УС. ИВК обеспечивает обработку и хранение поступающей с КА информации, расчёт *эфемерид*, выработку команд и программ управления бортовой аппаратурой КА, выдачу информации в зал управления и на УС. Для решения всех задач в ЦПУ используются универсальные ЭВМ с быстродействием до 1,5—2 млн. операций в 1 с. ЦУС обеспечивает связь ЦКП и ЦПУ с КИП, осуществляет приём, передачу, распределение, контроль входящей и передаваемой информации с помощью управляющих ЭВМ и спец. пультов управления операторов ЦУС.

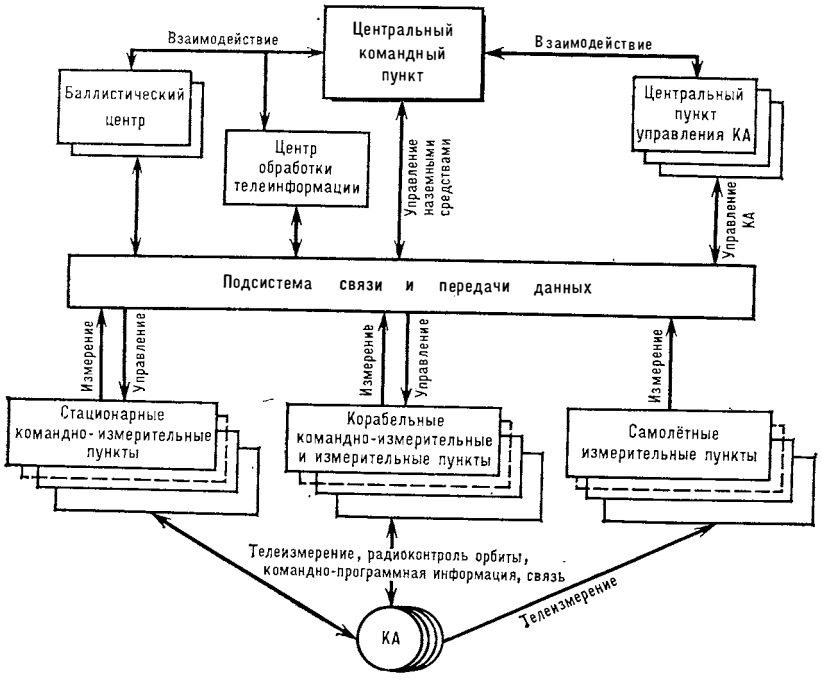


Рис. 2. Информационно-техническая структура наземного автоматизированного комплекса управления

Совр. уровень оснащённости центров управления электронно-вычислит. техникой, средствами обмена информацией с использованием ИСЗ связи, автоматизация процессов представления и документирования данных позволяют осуществлять управление большинством КА в реальном масштабе времени.

Командно-измерительные пункты НАКУ — пункты, на к-рых размещаются радиотехнич., радиоэлектронные и обеспечивающие технич. средства; предназначены для непосредств. обмена всей контрольной и управляющей информацией с КА. В соответствии с планом работы через средства КИП осуществляются сеансы связи с КА, находящимися в зоне видимости его радиотехнич., оптич. и др. средств. КИП делятся на стационарные и подвижные. Подвижные КИП создаются на базе кораблей и самолётов. Самолётные измерит. пункты в осн. решают задачи приёма телеметрич. информации при запусках КА на нестандартные наклонения с участков траекторий или орбит, находящихся вне зоны видимости стационарных КИП. В КИП входят: *командно-измерительные системы* (КИС), радиотелеметрич. станции (РТС), средства связи с экипажами КК, служебного телевидения (СТВ), средства ИВК для предварит. обработки информации на КИП, средства *системы единого времени* (СЕВ), наземной и спутниковой связи для обмена информацией между элементами НАКУ. В процессе управления разл. типами КА КИП решают отд. частные задачи в общем цикле управления совместно с др. КИП при координации с ЦКП или обеспечивают полный цикл управления отд. КА по программе, заданной ЦКП. Последний способ управления КА наз. региональным.

Комплекс средств КИС, РТС, СТВ и связи с экипажами КК, размещённых на стационарных и подвижных КИП, образует подсистему обмена информацией с КА. КИС — радиотехнич. средства НАКУ, непосредственно поддерживающие связь с КА и обеспечивающие измерения параметров движения, приём с КА разл. видов информации, передачу на КА команд, программ управления и сигналов времени для синхронизации работы *бортового комплекса управления*.

РТС — радиотелеметрич. средства НАКУ, предназнач. для приёма с КА и регистрации в наземной аппаратуре информации о параметрах функционирования бортовых обеспечивающих и специальных устройств (см. *Радиотелеметрическая система*). Средства связи с экипажами КК предназначены для ведения

двусторонней связи космонавтов с наземными пунктами, располож. на терр. СССР и за его пределами, а также между космонавтами при их совместных полётах. Впервые система связи с экипажем была применена при запусках КК «Восток». Радиосвязь с космонавтами осуществляется в КВ и УКВ диапазонах радиоволн на специально выделенных частотах. Связь ведётся на этапах предстартовой подготовки, на активном и орбит. участках полёта, а также на участках спуска, приземления и после приземления спускаемого аппарата. Наземные и бортовые средства системы связи могут иметь автономные радиолинии и совмещаться с радиолиниями многофункцион. КИС. Напр., на КК, запускавшихся по программе «Аполлон», система связи была совмещена с радиолинией контроля и управления и обеспечивала связь с экипажем в лунном и командном модуле, а также с космонавтами в открытом космосе (на поверхности Луны). В СССР средства связи с экипажами размещаются на КИП (КВ и УКВ средства) и на КВ центрах Мин-ва связи СССР. Все средства в комплексе с сетью телефонной и телеграфной связи объединены в централизов. систему, обеспечивающую ведение переговоров с космонавтами из Центра управления полётом через любой наземный пункт связи.

Средства СЕВ обеспечивают НАКУ и бортовые комплексы управления КА сигналами точного времени и эталонными частотами для временно́й синхронизации их работы и представляют собой радиотехнический комплекс приёмных пунктов, расположенный на КИП и в центрах, использующих сигналы передающих пунктов гос. службы единого времени для взаимной привязки шкал времени средств НАКУ. Приёмные пункты СЕВ в зависимости от характеристик стабильности разделяются на классы точности. Каждый пункт оборудован радиоприёмными устройствами, высокостабильными стандартами частоты и времени, устройствами преобразования и распределения частот и сигналов времени потребителям. Высокостабильные стандарты частоты создаются на основе рубидиевых и кварцевых генераторов частоты. Лучшие образцы кварцевых стандартов частоты имеют относительную нестабильность $2\cdot10^{-10}$ за 1 мес при погрешности установки номинала $1\cdot10^{-6}$. Рубидиевые и атомные стандарты частоты характеризуются долговременной нестабильностью до $1\cdot10^{-12}$ при точности установки номинала $(3—5)\cdot10^{-11}$. Взаимная синхронизация шкал времени командно-измерит. пунктов НАКУ осуществляется с погрешностью 10 мкс при уходе времени не более 100 мкс за длительный период.

В зависимости от целевого назначения КА на их борту в качестве синхронизаторов частоты используются чаще всего кварцевые генераторы с относит. нестабильностью ок. $1\cdot10^{-9}$ —$1\cdot10^{-10}$ за 1 сут. Однако для прецизионных измерений, уточнения параметров Земли и астрономич. постоянных, а также решения навигац. задач этой стабильности недостаточно. Для этих целей используются бортовые синхронизаторы с относительной нестабильностью $1\cdot10^{-13}$ и даже $1\cdot10^{-14}$ за 1 сут. Бортовое время контролируется с Земли и при необходимости корректируется по радиолинии управления КА.

Подсистема связи предназначена для обеспечения оперативно-служебной и информац. связи между глобально размещёнными элементами НАКУ в процессе управления КА. Для организации связи используются радио, проводные, радиорелейные и спутниковые каналы связи. Средства связи устанавливаются на узлах связи КИП и ЦПУ. Учитывая большие объёмы информации и высокую оперативность решения задач управления, в системе связи применяются широкополосные каналы для передачи телеметрич. и ТВ информации, телефонные каналы для речевой связи и обмена цифровой информацией со скоростью 1200—2400 $с^{-1}$, а также телеграфные каналы связи (со скоростью $50с^{-1}$) для обмена служебной информацией. При этом каждый КИП использует до 8—10 телефонных, телеграфных и широкополосных каналов связи для обмена информацией с ЦКП. Управление средствами связи и коммутация каналов в процессе обмена информацией осуществляются автоматизированно с помощью ИВК КИП и ЦКП. Учитывая глобальный характер размещения элементов НАКУ, наиболее перспективным направлением развития системы связи считается использование спутниковых каналов связи. С этой целью узлы связи КИП и ЦКП оснащаются станциями спутниковой связи (в СССР — системы связи типа «Молния» и «Радуга», в США — системы связи «Интелсат» и др.).

Системы управления КА развиваются по пути совершенствования технических характеристик комплексов с переходом к практическому использованию квантово-оптич. систем для целей измерения, управления и передачи больших потоков информации. Наибольший интерес представляет вопрос создания и применения спутниковых систем контроля и управления КА. Предполагается, что система должна состоять из 2—3 спутников-ретрансляторов на стационарной орбите, располож. со сдвигом по долготе, и 1—2 наземных пунктов управления и ретрансляции, обеспечивающих управление КА ближнего космоса с решением задач траекторных измерений, телеметрич. контроля, связи, передачи команд и программ управления, съёма целевой информации и т. п. Такая система даёт большую экономию в эксплуатац. расходах по сравнению с глобальными наземными средствами. В технич. аспекте использование спутниковой системы позволяет повысить оперативность и глобальность управления КА, увеличить надёжность управления, сократить сеть КИП. В целом такая система может обеспечить непрерывную во времени, глобальную по охвату и быстродействующую (в реальном масштабе времени) связь ЦПУ с КА.

В. Н. Медведев, И. В. Мещеряков, В. И. Спирин.

НАЗЕ́МНЫЙ КО́МПЛЕКС УПРАВЛЕ́НИЯ космическими аппаратами — совокупность средств из состава *наземного автоматизированного комплекса управления*, используемых для управления КА или несколькими КА. Н. к. у. вместе с *бортовым комплексом управления* входит в состав *автоматизированной системы управления* КА.

НАЗЕ́МНЫЙ СПЕЦИА́ЛЬНЫЙ КО́МПЛЕКС — совокупность технических средств с информационным и математическим обеспечением, объединённых каналами связи в единый комплекс; может быть размещён на территориально разнесённых объектах; предназначен для приёма, автоматизированной обработки и анализа полученной от КА информации определённого целевого назначения (метеорологической, исследования природных ресурсов, топогеодезической, связной и т. д.). Н. с. к. входит в состав целевых *космических систем* и включает центры сбора и обработки специальной информации, *пункты приёма специальной информации*, средства связи для обмена различной информацией между элементами Н. с. к. и её потребителями. Задачи Н. с. к.: планирование работы бортовой спецаппаратуры (БСА) КА и наземных средств приёма информации, разработка программ и контроль за работой БСА на определённый отрезок времени или цикл полёта КА и др. Характеристики Н. с. к. и количеств. состав его элементов зависят от решаемой данной космич. системой целевой задачи. Напр., для метеорологич. системы (СССР) Н. с. к. включает Главный центр сбора и обработки метеоинформации, два региональных метеоцентра, разнесённых на неск. тыс. км друг от друга, сеть автономных приёмных пунктов метеоинформации. Для космич. системы связи Н. с. к. представляет собой совокупность центр. и неск. территориальных региональных узлов спутниковой связи, а также сеть станций спутниковой связи и т. д.

НАКЛОНЕ́НИЕ — см. *Элементы орбиты.*

НАПОЛНИ́ТЕЛЬНОЕ СОЕДИНЕ́НИЕ — быстроразъёмное соединение для герметичной пристыковки заправочных магистралей к заправочной горловине бака РН. Состоит из быстроразъёмной муфты и отсечного клапана. Пристыковка Н. с. к заправочной горловине и отстыковка могут производиться вручную и дистанционно с пульта управления *заправкой*. Принцип работы Н. с. с ручной пристыковкой и отстыковкой состоит в следующем. Н. с. муфтой соединяется с заправочной горловиной бака РН; открытие заправочного клапана РН осуществляется ключом, к-рый приводится в действие от маховика через шток. Дренажный вентиль служит для сообщения с атмосферой во время слива из РН компонента топлива.

НАПРЯЖЕ́НИЕ ГА́ЗА в жидкости — физический показатель, градиент к-рого определяет направление диффузии растворённого в средах организма газа. Н. г. измеряется в единицах давления и численно равно такому давлению данного газа, при к-ром последний при наличии контакта со средой находился бы в динамич. равновесии с растворённым в ней газом. Напряжение азота или др. инертных газов в средах организма определяется его парциальным давлением в атмосфере. Напряжение же кислорода и углекислого газа зависит как от внеш. условий (состава и давления окружающей человека атмосферы), так и внутр. физиол. факторов (интенсивность метаболизма, состояния функций дыхания и кровообращения). При действии таких факторов космич. полёта, как перегрузки, изменение состава газовой среды и давления, гипокинезия, ортостатич. неустойчивость и др., Н. г. в крови и тканях претерпевают выраженные изменения, что сказывается на *диффузии газов* в организме.

НАСА МЕДА́ЛИ. «За выдающиеся заслуги» (Distinguished Service): высшая награда НАСА, присуждаемая за личный вклад, обеспечивший значит. прогресс в аэронавтике и космич. исследованиях в интересах США. «За выдающиеся общественные заслуги» (Distinguished Public Service): присуждается только лицам,

не состоящим на государств. службе, за вклад в науч. исследования, технологию, методику и управление, работу с кадрами, информацию общественности и пр., что способствовало выполнению задач, поставленных перед НАСА. «За выдающееся руководство» (Outstanding Leadership): присуждается лицам, состоящим на государств. службе, чьё инициативное, смелое и внимательное руководство внесло значит. вклад в осуществление программ в области аэронавтики и космич. исследований и послужило вдохновляющим примером для служащих всех государств. учреждений. «За исключительные заслуги» (Exceptional Service): присуждается за особую инициативу и творческую активность, способствовавшие значит. прогрессу в технике, управлении, космич. полётах и работах, связанных с космич. исследованиями, что внесло существ. вклад в программы НАСА. «За исключительное мужество» (Exceptional Bravery): присуждается за примерное и мужеств. поведение в чрезвычайных обстоятельствах, возникших при осуществлении программ НАСА; за действия по спасению людей и государств. собственности, невзирая на опасность. «За исключительные научные достижения» (Exceptional Scientific Achievement): присуждается за особо значит. науч. успехи, способствовавшие выполнению программ НАСА и др. правительств. ведомств. См. вкл. XXX.

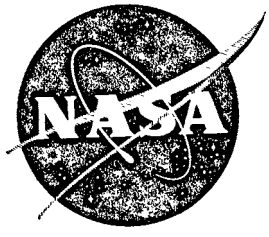
НАСО́СНАЯ ПОДА́ЧА топлива в жидкостный ракетный двигатель — осуществляется при помощи *турбонасосного агрегата*. Н. п. обеспечивает высокое давление в камере сгорания ЖРД, позволяет получить высокий расходный комплекс камеры и одновременно малые габариты и массу двигателя, недостижимые при использовании *вытеснительной подачи*. Кроме того, топливные баки при Н. п. находятся под давлением наддува, к-рое в неск. раз меньше, чем при вытеснит. подаче, и поэтому они имеют меньшую массу. Применение Н. п. см. в статье *Жидкостный ракетный двигатель*.

НАСТРО́ЙКА жидкостного ракетного двигателя — производится с целью обеспечения требуемого режима работы ЖРД: получения определённых значений давления в камере сгорания и соотношения компонентов топлива (эти параметры определяют тягу и удельный импульс тяги ЖРД). Н. производится изменением гидравлич. сопротивления магистралей ЖРД исходя из определённых экспериментально (путём проливок и продувок) характеристик конкретных насосов, турбин, агрегатов *автоматики* и трубопроводов. Н. может быть неавтоматич. и полуавтоматич. Неавтоматич. Н. заключается в установке в магистралях дроссельных шайб с калиброванными отверстиями и приведении в соответствующее положение регулирующих органов агрегатов автоматики. Недостаток такой Н.— необходимость разборки ЖРД в случае обнаружения ошибки в расчёте, непопадания в Н. или потребности в изменении рабочего режима. Полуавтоматич. Н. производится приведением в надлежащее положение одного из агрегатов регулирования, от к-рого автоматически, по пневмо-, гидро- и др. коммуникациям настраиваются др. агрегаты. Н. обеспечивает реализацию расчётных значений давления в камере сгорания с погрешностью 1—4% и соотношения компонентов топлива с погрешностью 3—5%. Погрешность Н. определяется в процессе приёмо-сдаточных *огневых испытаний*, к-рые проводятся почти для всех ЖРД.

НАСЫЩЕ́НИЕ ТО́ПЛИВА ГА́ЗОМ — растворение в топливе газа (азота или гелия) до равновесного состояния, обычно методом барботирования. Применяется для предотвращения поглощения газа топливом, находящимся под наддувом в баке РН или КА, и связанного с этим нарушения режима хранения заправленных РН, КА или работы их ДУ.

НАЦИОНА́ЛЬНОЕ УПРАВЛЕ́НИЕ ПО АЭРОНА́ВТИКЕ И ИССЛЕ́ДОВАНИЮ КОСМИ́ЧЕСКОГО ПРОСТРА́НСТВА, НАСА (National Aeronautics and Space Administration, NASA),— правительственная организация США, созданная согласно закону, принятому конгрессом 29.7.1958, вместо бывшего Национального консультативного совета по аэронавтике. Официально приступило к деятельности 1.10.1958. Осн. цели НАСА: исследование проблемы полётов в земной атмосфере и за её пределами; разработка, конструирование, испытание и осуществление полётов аэронавтич. аппаратов и КА разл. назначения; обеспечение наибольшей эффективности науч. и технич. ресурсов США и сотрудничество с др. странами, проводящими исследования по аэронавтике и космонавтике; распространение информации о результатах своей деятельности. В 1958—83 число пусков РН с КА разл. назначения, проведённых НАСА, составило св. 400. За этот период с помощью КА проведено изучение околоземного космоса, межпланетной среды, Луны, Марса, Венеры, Меркурия, Юпитера, Сатурна, мн. спутников планет; созданы системы спутников Земли разл. назначения; реализован ряд программ, предусматривающих полёт человека в космос: «*Меркурий*», «*Джемини*», «*Аполлон*», «*Скайлэб*», «*Спейс шаттл*». Для осуществления своих программ НАСА заключает контракты с компаниями, выполняющими иссл. и проектно-конструкторские разработки. В исследовании космич. пространства НАСА сотрудничает с Францией, Италией, ФРГ и др. странами. АН СССР сотрудничает с НАСА с 1962 после заключения межведомств. соглашения по космосу. В 1965 оно было дополнено соглашением относительно подготовки к изданию совм. труда по космич. биологии и медицине. В 1972 было подписано межправительств. соглашение между СССР и США сроком на 5 лет о сотрудничестве в исследовании и использовании космич. пространства в мирных целях. В 1977 было подписано новое соглашение между СССР и США (см. *Международное сотрудничество в космосе*). Наиболее крупным проектом, осуществлённым в рамках двустороннего сотрудничества СССР и США в освоении космоса, был проект *ЭПАС*.

За время своей деятельности НАСА неоднократно вносило изменения в свою организац. структуру. После реорганизаций 1975—81 НАСА состоит из 5 программно-целевых директоратов (космич. наук, аэронавтики и космич. техники, прикладных исследований космич. пространства и Земли, космич. трансп. систем, обеспечения космич. данных), 8 функцион. отделов и 8 н.-и. центров. НАСА имеет ряд консультативных органов, представляющих немаловажное значение для его деятельности. Связь с академич. наукой осуществляется через консультативные органы: Совет по космич. наукам, Совет по использованию космонавтики (являются органами Нац. АН США) и Совет по аэронавтике и космич. технике (орган Нац. инженерной академии США). Экспертные оценки и рекомендации, предложенные консультативными органами, НАСА обязано учитывать при составлении ежегодных и долгосрочных планов.



Эмблемы Национального управления по аэронавтике и исследованию космического пространства

Крупнейшие центры НАСА: Космич. центр им. Л. Джонсона по разработке КА (в т. ч. пилотируемых) в Хьюстоне (шт. Техас), Центр Маршалла в Хантсвилле (шт. Алабама) — руководит созданием и испытанием РН, Центр им. Дж. Кеннеди на мысе Канаверал (шт. Флорида) — занимается проектированием и эксплуатацией стартовых комплексов. В функции каждого центра входит детальная разработка *космического комплекса* и его отд. элементов как своими силами (в каждом центре имеется мощная экспериментальная база), так и силами привлекаемых по контрактам пром. фирм. По размерам финансирования своей деятельности федеральным пр-вом НАСА занимает второе место после Мин-ва обороны США. Печатное издание: Годдардский центр космич. полётов 2 раза в месяц издаёт «Доклад о положении спутников». *Г. А. Назаров.*

НАЦИОНА́ЛЬНЫЙ КОМИТЕ́Т ПО КОСМИ́ЧЕСКИМ ИССЛЕ́ДОВАНИЯМ (Comitato Nazionale delle Ricerche Spaziali — CNRS) Италии — организация, созданная в 1959. Руководит работами по ИСЗ «*Сан-Марко*» для исследований атмосферы, «Сирио» для экспериментов по связи, запусками зондирующих ракет и др. программами (нац. и междунар. в рамках *Европейского космического агентства*). Комитету принадлежит итал. мор. стартовый комплекс *Сан-Марко*, установл. близ экватора в Индийском океане у берегов Кении и используемый для вывода ИСЗ на низкие орбиты, близкие к экваториальным.

НАЦИОНА́ЛЬНЫЙ КОСМИ́ЧЕСКИЙ КЛУБ (National Space Club) США — общественная организация (создана в 1957), объединяющая около 700 членов (1983), в основном представителей интеллигенции, работников просвещения и деятелей искусства. Присуждает премии Р. *Годдарда*. В 1970 её лауреатами стали Н. Армстронг, М. Коллинз и Э. Олдрин. Находится в Вашингтоне.

НАЦИОНА́ЛЬНЫЙ МУЗЕ́Й АВИА́ЦИИ И КОСМОНА́ВТИКИ США — см. *Музеи космонавтики и ракетно-космической техники.*

НАЦИОНА́ЛЬНЫЙ ЦЕНТР КОСМИ́ЧЕСКИХ ИССЛЕ́ДОВАНИЙ (Centre national d'études spatiales — CNES) Франция — организация, осн. 19 дек. 1961. Руководит н.-и. и опытно-конструкторскими работами в области РН и КА по нац. программам, двусторонним программам (с СССР, США, ФРГ, Индией), а также осуществляет представительство Франции в *Европейском космическом агентстве*. Нац. центру принадлежат космич. центр в Тулузе (н.-и. и опытно-конструкторские работы, управление КА, обработка информации), ряд др. иссл. лабораторий, 7 станций слежения, а также космодром *Куру* во Франц. Гвиане. Наиболее крупные программы: серия высотных ракет, РН «*Диаман*», РН «*Ариан*», геодезич. и иссл. ИСЗ серии «Д», метеорологич. ИСЗ «Эол», франко-западногерманский ИСЗ связи «*Симфония*» и западноевроп. метеоспутник «*Метеосат*».

Эмблема Национального центра космических исследований Франции

НГУЕ́Н ВАН ХЬЕ́У (р. 1938) — вьетнамский учёный в области квантовой теории поля и физики элементарных частиц, доктор физ.-мат. наук, иностр. чл. АН СССР (1982), председатель Нац. комиссии СРВ по исследованию и использованию космич. пространства в мирных целях «Интеркосмос». Чл. Коммунистич. партии Вьетнама. В 1960—70 работал в Объедин. ин-те ядерных исследований в Дубне. С 1983 председатель Нац. центра науч. исследований СРВ, директор Физич. ин-та этого центра. Осн. труды посвящены аксиоматич. подходу в квантовой теории поля, развитию метода дисперсионных соотношений и их применению к анализу множеств. процессов при высоких энергиях. Канд. в чл. ЦК Коммунистич. партии Вьетнама. Награждён сов. орденом Дружбы народов.

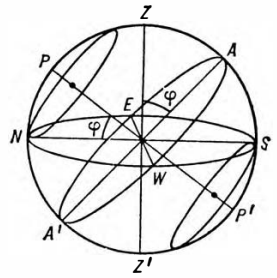
НЕ́БЕЛЬ (Nebel) Рудольф (1894—1978) — немецкий инженер, один из пионеров ракетной техники. Окончил Высшую технич. школу в Мюнхене (1919). С 1916 создавал боевые пороховые ракеты и запускал их с самолёта. В 1917—29 исследовал в качестве компонентов топлива жидкий кислород и бензин. Н. — один из основателей нем. Об-ва межпланетных сообщений (1927) и создателей «Ракетодрома» близ Берлина (1930). Автор жидкостной ракеты «Мирак» (1930). Работал в Рейниккендорфе. Имеет ряд патентов в области ракетной техники.

Р. Небель

НЕБЕ́СНАЯ МЕХА́НИКА — раздел астрономии, в к-ром изучается движение небесных тел под действием гравитационных сил. В ряде случаев (в теории движения комет, ИСЗ и др.), кроме гравитац. сил, учитываются реактивные силы, давление излучения, сопротивление среды, изменение массы тел и др. факторы. Проблемы (задачи) Н. м.: 1) выяснение закономерностей движения планет *Солнечной системы*, к-рые могут рассматриваться как материальные точки, взаимно притягивающиеся по закону всемирного тяготения; бурное развитие космонавтики требует от *движения теории* всё более высокой точности в определении орбит планет, поэтому проводятся фундаментальные работы по уточнению движения больших планет (гл. обр. в СССР и США); 2) проблема поступат. движения малых планет; 3) задача о движении *спутников планет*; 4) проблема устойчивости Солнечной системы; 5) задача о движении *Луны*; 6) задача изучения движения *комет*. Важное место занимают и будут занимать в будущем исследования движения ИС Земли и др. планет, ИСЛ и космич. зондов; эти задачи аналогичны задаче о движении естеств. спутников, однако они требуют разработки новых, более совершенных методов; построение достаточно точных теорий движения этих объектов имеет непосредств. отношение к решению др. задач Н. м., напр. определения фигур Земли и Луны. Исследование вращат. движения небесных тел проводилось применительно к Земле и к ИСЗ. К проблемам Н. м. относятся: *задача n тел*, *задача трёх тел*, *задача двух тел*, ограниченная задача трёх тел и др. Новый раздел Н. м. — релятивистская Н. м., учитывающая в движении небесных тел эффекты общей теории относительности.

НЕБЕ́СНАЯ ПАРАЛЛЕ́ЛЬ — малый круг *небесной сферы*, проходящий через рассматриваемое светило и параллельный *небесному экватору*. Чаще Н. п. наз. суточной параллелью, т. к. она совпадает с окружностью, описываемой светилом вследствие суточного вращения небесной сферы.

НЕБЕ́СНАЯ СФЕ́РА — сферическая поверхность произвольного радиуса с центром в произвольной точке пространства, на к-рой положения небесных светил изображаются так, как они видны из этой точки. Н. с. позволяет заменить изучение взаимного расположения направлений на светила изучением взаимного расположения точек на сфере. Для наблюдателя на земной поверхности Н. с. наз. топоцентрической. Иногда центр Н. с. помещают в особые точки пространства, напр. центр Земли (геоцентрическая Н. с.), центр Солнца (гелиоцентрическая Н. с.). Для определения положений светил на Н. с. существует неск. систем *небесных координат*. Прямая, проведённая через центр Н. с. параллельно направлению силы тяжести в точке наблюдения, пересекает Н. с. в точках зенита Z и надира Z' (см. рис.). Плоскость, перпендикулярная ZZ' и содержащая центр Н. с., наз. плоскостью небесного, истинного горизонта, а большой круг $SWNE$ — истинным горизонтом, точки S, W, N и E — соответственно точки юга, запада, севера и востока. Прямая PP', проведённая через центр Н. с. параллельно оси вращения Земли, наз. осью мира. Точки пересечения оси мира с Н. с. P и P' — северный и южный *полюсы мира*. Плоскость, содержащую центр Н. с. и перпендикулярную оси мира, наз. плоскостью небесного экватора, а большой круг $AWA'E$ — небесным экватором. Плоскость, проведённая через ось мира и отвесную линию ZZ', наз. плоскостью *небесного меридиана*; она пересекает Н. с. по большому кругу $ZP'Z'P$ — небесному меридиану. Плоскости небесного меридиана и небесного горизонта пересекаются по прямой NS, наз. полуденной линией.



Небесная сфера

Ось мира PP' составляет с плоскостью истинного горизонта угол, равный географич. широте места наблюдения φ. Принято, что Н. с. вращается с периодом, равным звёздным суткам, навстречу вращению Земли, т. е. с востока на запад. Радиус Н. с. обычно полагают равным единице.

НЕБЕ́СНЫЕ КООРДИНА́ТЫ — числа, заданием к-рых определяется положение точки (светила) на *небесной сфере*. Н. к. выражаются в дуговых или временных единицах. Существует неск. систем Н. к. В горизонтальной системе (рис. 1) осн. плоскостью служит плоскость, содержащая истинный горизонт $SWNE$, а осн. осью — ZZ'. Положение точки (светила) в этой системе координат описывается зенитным расстоянием z (дугой *вертикала* от зенита Z до светила) от 0° (для зенита) до 180° (для надира Z') или *высотой* h светила в обе стороны от плоскости горизонта (+90° для Z и —90° для Z') и *азимутом* A. Азимут отсчитывается обычно по часовой стрелке (если смотреть со стороны зенита) от точки юга S в астрономии и от точки севера N в геодезии (A принимает значения от 0 до 360°). В экваториальной системе Н. к. (1-я и 2-я) осн. плоскостью служит плоскость небесного экватора $Q'\gamma Q$ (рис. 2), а осн. осью — ось мира PP'. Координаты 1-й экватори-

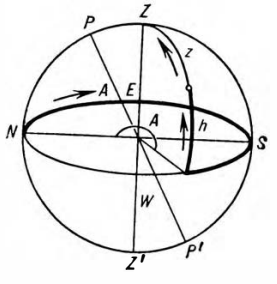


Рис. 1. Горизонтальная система небесных координат

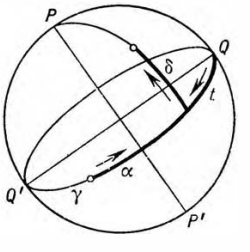


Рис. 2. Экваториальные системы небесных координат

альной системы: *склонение* δ, отсчитываемое в обе стороны от плоскости экватора от 0 до ±90°; *часовой угол t*, отсчитываемый от точки *Q* (направление на юг) по часовой стрелке от 0 до 24 ч и обычно выражаемый в часах, минутах и секундах (напр., 15ч24м15с); координаты 2-й системы — склонение δ и прямое восхождение α, считаемое по экватору от точки весеннего равноденствия γ против движения часовой стрелки от 0 до 24 ч. В эклиптической системе Н. к. осн. плоскостью служит плоскость эклиптики, а осн. осью — ось эклиптики; координаты: эклиптич. широта β отсчитывается в обе стороны от плоскости эклиптики от 0 до ±90° и эклиптич. долгота λ, отсчитываемая по эклиптике от γ в направлении видимого годичного движения Солнца от 0 до 360°. В галактической системе Н. к. осн. плоскостью является плоскость Галактики (Млечного Пути), а осн. осью — ось вращения Галактики, координаты — галактическая широта *b* и долгота *l*.

Измеренные координаты небесных светил заносятся в звёздные каталоги и Астрономич. ежегодники (как правило, это координаты 2-й экваториальной и галактич. систем).

НЕБЕ́СНЫЕ ТЕЛА́ в космическом праве — естественные *космические объекты* (Луна, планеты, естеств. спутники планет, астероиды). Термин утвердился в *космическом праве международном*. Используется в *Договоре о космосе 1967* и в др. междунар. правовых документах.

НЕБЕ́СНЫЙ МЕРИДИА́Н — большой круг небесной сферы, проходящей через *полюсы мира*, *зенит* и *надир*. Точки пересечения с *горизонтом* наз. соответственно точками севера и юга. Н. м. делит небесную сферу на две половины — западную и восточную. В плоскости Н. м. лежат ось мира *PP′* и отвесная линия *ZZ′*; эта плоскость совпадает с плоскостью географич. меридиана места наблюдения. См. рис. при ст. *Небесная сфера*.

НЕБЕ́СНЫЙ ЭКВА́ТОР — большой круг *небесной сферы*, плоскость к-рого перпендикулярна *оси мира*. Н. э. делит небесную сферу на два полушария: северное, с сев. полюсом мира, и южное, с юж. полюсом мира. Плоскость Н. э. параллельна плоскости географич. экватора. Н. э. проходит через точки востока, запада, весеннего и осеннего равноденствий.

НЕВЕСО́МОСТЬ — состояние материального тела, при к-ром действующие на него внешние силы не вызывают взаимных давлений частиц друг на друга. Длительная Н. имеет место при движении КА (или последних ступеней РН) с работающими РД вне атмосферы планеты. На Земле может быть получена только кратковременная Н. Напр., она наблюдается в первые 1—2 с при свободном падении тела, когда сопротивление воздуха ещё практически не сказывается на движении тела. Более продолжит. Н. получают при полете самолёта по спец. траектории — параболе. Здесь возможны два варианта: переход с горизонтального полёта на нисходящую ветвь параболы или полёт по т. н. параболе Кеплера, т. е. переход с горизонтального полёта сначала на восходящий участок параболы с последующим движением через её вершину и затем уже по нисходящей части параболы. Последний способ позволяет получить Н. в течение 30—50 с, но ей предшествуют перегрузки.

Вследствие значит. отличия условий Н. от земных условий, в к-рых создаются и отлаживаются приборы и агрегаты РН и КА, а также функционирует человеческий организм, проблема Н. занимает важное место среди др. проблем космонавтики. Н., в частности, исключает возможность использования силы тяжести в конструкции РН, КА и их приборов, приводит к усложнению запуска ЖРД (см. в ст. *Запуск ракетного двигателя*), делает невозможным применение маятниковой коррекции гироскопич. устройств, требует применения спец. приёмов для разделения жидкой и газовой фаз в ряде агрегатов СЖО, в топливных элементах и топливных баках, сопровождается ухудшением теплопередачи (отсутствует конвективный теплообмен) и т. д. Однако ряд технологических процессов возможен только в условиях Н.: выращивание некоторых высококачественных кристаллов, получение вспененных металлов и т. п.

Влияние Н. на организм человека. В Н. центральная нервная система и рецепторы мн. анализаторных систем (вестибулярного аппарата, мышечной системы, кровеносных сосудов и др.) находятся в необычных условиях функционирования (напр., отсутствуют привычные деформация органов и тканей, смещение внутр. органов и вызванное этим натяжение связок). Поэтому Н. рассматривают как специфич. раздражитель, действующий на организм человека в течение всего космич. полёта. Ответом на этот раздражитель являются приспособительные процессы в физиологических системах; степень их проявления зависит от продолжительности пребывания в Н., а также в значительной мере — от индивидуальных особенностей организма.

Вестибулярный аппарат в Н. В условиях Н. вестибулярный аппарат посылает в мозг сигналы, к-рые вместе с информацией, поступающей от др. рецепторов, не могут дать верного представления о положении тела в пространстве. Единственным сигналом, рецептором, правильно информирующим о положении тела в пространстве, остаётся зрение. Поэтому, если в условиях Н. закрыть глаза, то могут появиться иллюзии перевёрнутого положения тела, иллюзорные ощущения плавания в пространстве, головокружение и т. д. К этим нарушениям могут присоединиться вегетативные расстройства, о чём могут свидетельствовать бледность лица, колебания артериального давления, изменения пульса, тошнота и рвота. Обычно эти явления выражены сильнее в первые часы и дни пребывания в Н. и проявляются больше при активных движениях и особенно резких движениях головой. По мере пребывания в Н. вестибулярные расстройства ослабевают или проходят почти полностью. Существует чёткая индивидуальная выраженность степени проявления сенсорных и вегетативных расстройств, при этом всех людей можно разделить на три группы: вестибулярно устойчивых, слабо подверженных этим изменениям и неустойчивых. Предварит. тренировка в условиях кратковрем. Н., напр. при нахождении в самолёте, летящем по параболе Кеплера, снижает возможность возникновения вестибулярных раздражений. Мышечная система в Н. может подвергаться нек-рым изменениям, что связано со снижением напряжения мышц, обеспечивающих заданное положение тела в пространстве, с исчезновением мышечных усилий, направленных на преодоление веса тела, и т. д. Снижение нагрузки на мышечную систему может привести к атрофии мышц, особенно нижних конечностей. В опытах на животных удаётся зарегистрировать отчётливые атрофич. изменения в скелетных мышцах и нарушения белкового обмена. В Н. усиливается выведение из организма азота, фосфора и калия, входящих в состав мышц. Однако все эти нарушения, в т. ч. и атрофию мышц, можно существенно ослабить проведением соответствующих физ. упражнений. В условиях Н. происходят также нарушения координации движений, к-рые по мере пребывания в космич. пространстве исчезают, и человек способен хорошо приспособиться к выполнению ряда очень сложных рабочих операций не только в кабине КК, но и в открытом космич. пространстве.

Обмен веществ в Н., в т. ч. минеральный и белковый обмен в костях, изменяется из-за ослабления нагрузки на скелет. Нарушение белково-фосфорного и связанного с ним кальциевого обмена приводит к нек-рому вымыванию кальция из костной ткани (потери кальция составляют 0,02—0,06% в сутки в первый период полёта). Повышение выхода кальция из костной ткани сопровождается увеличением его содержания в крови и моче, что может способствовать образованию почечных камней. В полётах очень большой продолжительности потеря кальция костной тканью может привести к значительному снижению прочности скелета, что при возвращении к земным условиям представляет известную опасность. Тренировки (во время полёта) с нагружением опорно-двигательного аппарата приводят к ослаблению или полному исчезновению нарушений.

Об энерготратах человека судят либо по количеству потреблённого кислорода и выделенного углекислого газа, либо по количеству выделяемой организмом теплоты. Точно неизвестно, какова суммарная доля энергетических затрат организма человека на постоянное преодоление силы земного притяжения. Расчёты показывают, что в Н. при медленных и плавных движениях может быть получен существенный выигрыш в энерготратах, однако экспериментальные данные этого не подтверждают. При полётах на самолётах по параболе Кеплера часто отмечалось не уменьшение, а повышение потребления кислорода (от 214—330 до 306—549 мл/мин). Однако эти данные были получены при очень кратковрем. Н. (30—40 с) и сразу же после воздействия перегрузок, предшествующих Н., что могло существенно повысить газообмен. Ряд данных говорит о снижении газообмена при более длит. Н. Во время полёта космонавтов на КК «Меркурий» энерготраты составляли 12,6 МДж/сут, что соответствует энерготратам человека, выполняющего лёгкую работу, а при более длит. полёте на 8-й день на КК «Джемини-5» они составили 7,56 МДж/сут, что соответствует в наземных условиях практически полному покою. Интересно, что из запланированного рациона в 10,4 МДж/сут фактическое потребление пищи амер. космонавтами на КК «Аполлон-9» составило только 6,1—6,9 МДж/сут. Результаты послеполётной обработки регенерац. веществ и данные о динамике концентрации кислорода, углекислого газа и паров воды в воздухе

кабин КК «Восток» показали, что условия кратковрем. полётов не оказали существ. влияния на энерготраты у человека. Ср. энерготраты в этих полётах составили у А. Г. Николаева 8,6 МДж/сут, у П. Р. Поповича 9,75, у В. В.Терешковой 8,36, у В. Ф. Быковского 8,5 МДж/сут. Энерготраты членов экипажа КК «Союз-9» во время 18-суточного полёта в разл. дни колебались от 8,45 до 12,8 МДж/сут и имели ясно выраженную 4-дневную периодику, что объяснялось разл. энергетич. стоимостью комплекса физ. упражнений, выполнявшихся космонавтами в полёте. Кроме того, наблюдалось определённое повышение среднесуточного уровня потребления кислорода по мере адаптации экипажа к условиям полёта (в первые 6 дней — 20 л/ч; во вторые — 22,6 и в третью шестидневку — 23,1 л/ч). Изучение газообмена и проведение по нему расчёта энерготрат необходимы для проектирования СЖО, составления рационов питания и регламентирования режима труда и отдыха космонавтов.

Профилактика неблагоприятного действия Н. осуществляется как в предполётный период, так и во время полёта. В предполётный период профилактич. мероприятия включают полёты на самолётах по параболе Кеплера (кратковрем. Н.), *вестибулярную тренировку*, физ. подготовку и т. д. Хорошо зарекомендовали себя пребывание и тренировка в высокогорье. В полёте в целях профилактики проводят спец. комплекс физ. упражнений с силовыми нагрузками, обеспечиваемыми применением эспандеров, беговых дорожек с притягивающими туловище устройствами, велоэргометров и т. д. Во время полёта орбит. станций «Салют» успешно применялись индивидуальные профилактич. нагрузочные костюмы типа «Пингвин», создававшие при движении космонавта постоянную осевую нагрузку на его скелет и мышечную систему. На станциях «Салют» были апробированы такие методы тренировок, как электростимуляция мышц бедра, голени, брюшного пресса небольшими импульсами переменного тока. Для предупреждения детренированности сосудов нижней половины тела сов. учёными создан спец. профилактич. костюм — герметичные гофрированные штаны. В этом костюме создаётся декомпрессия, что способствует большему притоку крови в нижнюю половину тела. Медико-биологич. программа полётов на станции «Салют» в 1981 предусматривала также получение данных, характеризующих реакцию организма космонавта в период острой адаптации к невесомости на депонирование крови в ногах путём применения пережимных манжет (изделие «Пневматик»). При этом создавались условия, характерные для организма человека, находящегося в вертик. положении в условиях земной гравитации. Проба с изделием «Пневматик» наряду с вакуумным костюмом «Чибис» (проба с отрицат. давлением на ниж. половину тела) — важные средства профилактики неблагоприятного действия невесомости на функцион. состояние сердечно-сосудистой системы. В определённой мере профилактика может достигаться и применением различных фармакологических средств (напр., гормональных препаратов, поливитаминов и т. д.). Наиболее радикальным способом профилактики неблагоприятного действия Н. считается создание в космическом полёте искусственной силы тяжести.

Моделирование Н. Для решения теоретич. и практич. задач космич. медицины широко применяют лабораторные методы моделирования условий Н. Снижение деформации тела человека получают за счёт создания большей площади опоры, что обеспечивается, в частности, его погружением в жидкость с плотностью, близкой к плотности тела человека. Уменьшение нагрузки на костно-мышечный аппарат достигается длительным постельным режимом. При этом одновременно снижается нагрузка на сердечно-сосудистую систему, поскольку снимается гидростатич. давление крови и уменьшается необходимость в доставке кислорода к длительно не работающим мышцам. Для изучения работоспособности, координации сложных движений и энерготрат в условиях резкого снижения нагрузки на мышечную систему и скелет используют систему подвески человека с возможностью его движения в неск. плоскостях, что обеспечивается размещением точки подвеса возле центра масс тела. Иногда моделируются только отд. стороны действия Н. на организм человека. Напр., создают искусств. перераспределение крови в сосудистом русле, увеличивают кровенаполнение верхней половины туловища или только головы, вводят нек-рые гормональные препараты (АДГ, альдостерон), раздражают вестибулярный аппарат или соответствующие центры и т. д. Однако ни один из методов моделирования влияния Н. не может полностью воспроизводить действие Н., наблюдаемой в реальных длительных полётах. *Е. А. Коваленко, Б. В. Раушенбах.*

НЕВОЗМУЩЁННОЕ ДВИЖЕ́НИЕ — движение небесного тела по так называемым кеплеровским орбитам — коническим сечениям (гиперболе, эллипсу, параболе, окружности, прямой). Н. д. получается в случае, когда рассматривают движение небесного тела под действием притяжения только центрального тела, пренебрегая влиянием всех остальных тел системы, сопротивлением среды и т. д. Таким образом, Н. д. соответствует решению *задачи двух тел*. Изучение Н. д. является первым этапом при исследовании истинного движения небесного тела. Напр., при изучении движения планеты на первом этапе рассматривают движение её под действием притяжения одного только Солнца, пренебрегая влиянием остальных планет и тел Солнечной системы; полученное таким образом движение будет невозмущённым. Исследование влияния др. планет происходит на последующих этапах и заключается в определении *возмущений орбиты*. См. также *Движения теории* аналитические.

НЕЙТРАЛИЗА́ЦИЯ РАКЕ́ТЫ — химическая нейтрализация РН и КА с последующим удалением несливаемых остатков агрессивных и токсичных компонентов топлива из топл. баков и гидравлич. магистралей ДУ после слива топлива в случае несостоявшегося пуска. Осуществляется при помощи газов или жидкостей, к-рые выбираются в зависимости от хим. свойств компонентов топлива. После Н. р. баки и гидромагистрали просушиваются горячим воздухом или азотом. Если Н. р. осуществляется не полностью, а лишь до концентраций, безвредных для человека, то Н. р. наз. обезвреживанием. Нейтрализация и обезвреживание применяются также для агрегатов, шлангов, трубопроводов и *арматуры заправочных систем.*

НЕЙТРАЛИЗА́ЦИЯ ТО́ПЛИВА — обезвреживание паров и жидкой фазы токсичных и агрессивных компонентов ракетного топлива. Смесь воздуха или газообразного азота с парами компонентов топлива необходимо нейтрализовать при *заправке* РН, вентиляции газовых подушек, её топл. баков, заполнения заправочных ёмкостей топливом и сбросе давления наддува из них. Жидкие компоненты необходимо нейтрализовать в случае, если топливо пролилось (см. *Обмывочные операции*). Пары горючего подаются в абсорберы распыливающего и насадочного типа, где подвергаются разл. обработке в зависимости от типа горючего, напр. растворяются в горячей воде и затем нейтрализуются хлорсодержащими агентами. Нейтрализация паров и жидкой фазы окислителя осуществляется поглощением окислителя, напр. слабым раствором щёлочи в спец. ёмкостях; продукты нейтрализации транспортируются на испарит. площадки для последующего выпаривания. Второй способ нейтрализации паров горючего и окислителя — дожигание паров в среде окислителя или горючего соответственно. Для такого метода применяются специальные аппараты — дожигатели. Используя этот метод, можно добиться степени нейтрализации до 99,9%.

НЕЙТРО́ННЫЕ АЛЬБЕ́ДО космических лучей — эффект появления во внешней атмосфере Земли в результате её взаимодействия с первичным космическим излучением нейтронов различной энергии, распадающихся на протон, электрон и антинейтрино. Гипотеза о Н. а., как источнике пополнения частицами высокой энергии геомагнитной ловушки, является одной из самых первых гипотез происхождения *радиационного пояса Земли*. Продукты распада нейтронов — протоны и электроны,— являясь заряж. частицами, захватываются магнитным полем Земли, если распад происходит в пределах улавливающей области поля. В процессе детального исследования было установлено, что Н. а. как источник частиц для радиац. пояса относительно эффективны только во внутр. (ближайшей к Земле) области геомагнитной ловушки, т. н. внутр. области радиац. пояса; однако даже в этой области с помощью Н. а. можно удовлетворительно объяснить происхождение только небольшой доли захвач. заряженных частиц высокой энергии.

НЕКОРРЕКТИ́РУЕМЫЙ ГИРОСКО́П — см. *Свободный гироскоп.*

НЕМЕ́ЦКИЕ О́БЩЕСТВА РАКЕ́ТНОЙ ТЕ́ХНИКИ И КОСМОНА́ВТИКИ — 1) Общество межпланетных сообщений (Verein für Raumschiffahrt). Основано в 1927 в Бреслау (ныне Вроцлав, ПНР); первый президент — И. *Винклер*. В 1929 об-во перебазировалось в Берлин. В кон. 1929 — нач. 1930 насчитывало св. 1000 чл., среди к-рых были В. *Браун*, М. *Валье*, Ф. *Гёфт*, В. *Гоман*, Ф. *Зандер*, Э. *Зенгер*, Р. *Небель*, Г. *Оберт*, Г. *Пирке*, Н. А. *Рынин*, А. А. *Штернфельд*, Р. *Эно-Пельтри*. В 1927—29 об-во выпускало журнал «Ракета» (Die Rakete). С 1930 на полигоне «Ракетодром» (в пригороде Берлина) проводились стендовые испытания и пуски жидкостных ракет; экспериментами с ракетами чл. об-ва занимались также в др. местах. 14.5.1931 запущена первая ракета об-ва — «Репульсор-1» (Repulsor-1) конструкции К. Риделя; ракета достигла выс. ~ 60 м. Об-вом построены ракеты со стартовой массой до 250 кг, достигнутая высота полёта

~ 1,5 км. Всего запущено 87 ракет (по состоянию на май 1932). В нач. 1934 об-во прекратило свою деятельность. 2) Общество космических исследований (Gesellschaft für Weltraumforschung). Основано в 1937 в Кёльне. Об-во продолжало работы, начатые «Обществом межпланетных сообщений». С 1940 издавало журнал «Космос» (Weltraum). Прекратило свою деятельность в годы 2-й мировой войны; в 1945 было распущено. См. также *Общества ракетной техники и космонавтики ФРГ, Общество по исследованию космоса и космическим полётам ГДР.*

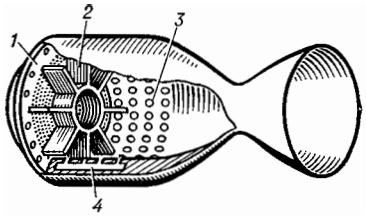
НЕПРИКОСНОВЕ́ННЫЙ АВАРИ́ЙНЫЙ ЗАПА́С (НАЗ) космонавта. В состав НАЗ входят: необходимый запас пищевых продуктов и воды, охотничьи и рыболовные снасти, средства связи и оповещения, средства защиты, одежда, перевязочные средства, медикаменты, плавсредства.

НЕПТУ́Н — восьмая по порядку от Солнца планета Солнечной системы. Ср. расстояние от Солнца 30,057 а. е. (4496 млн. км), эксцентриситет орбиты 0,0086, наклон орбиты к плоскости эклиптики 1° 46,4′. Планета движется по орбите со ср. скоростью 5,4 км/с, совершая полный оборот вокруг Солнца за 164,788 года. Радиус Н. составляет 3,5 земного (22 300 км), сжатие 1 : 58 (0,017), масса 17,22 земной ($1{,}03 \cdot 10^{26}$ кг), ср. плотность 2220 кг/м³, ускорение свободного падения на экваторе 1,38 земного (13,47 м/с²). Вторая космич. скорость для Н. 24,6 км/с. Период вращения Н. вокруг своей оси определён спектроскопически и равен 15,8 ч, наклон экватора к плоскости орбиты 29°. Детали на диске Н., имеющего угловой диаметр всего 2,4″, практически не наблюдаемы. Солнечная постоянная Н. составляет ~ 1,4 Вт/м², освещённость 149 лк, эффективная темп-ра ~ 50 К. Осн. компоненты атмосферы планеты — метан и водород, эквивалентная толщина метана при нормальных условиях — 370 м·МПа, водорода — порядка 10 000 м·МПа. Внутр. строение Н. отлично от земного. Низкое значение плотности свидетельствует о том, что осн. составляющими должны быть такие лёгкие элементы, как водород и гелий. В большинстве совр. моделей внутр. строения Н. предполагается, что почти вся планета состоит из водорода и гелия с очень малой примесью более тяжёлых элементов в ядре. Н. имеет 2 спутника: Тритон (радиус 2000 км) и Нереида (радиус 150 км).

НЕСАМОВОСПЛАМЕНЯ́ЮЩЕЕСЯ РАКЕ́ТНОЕ ТО́ПЛИВО — жидкое двухкомпонентное ракетное топливо, при контакте обоих компонентов к-рого при обычной температуре не происходит самовоспламенения топливной смеси. Для обеспечения воспламенения Н. р. т. применяется принудительное *зажигание*.

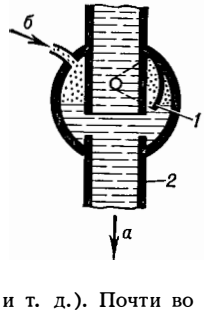
НЕСУ́ЩИЕ БА́КИ — топливные баки РН, внешняя оболочка к-рых участвует в восприятии действующих изгибающих моментов, осевой и поперечных нагрузок. Применение Н. б. в ряде случаев позволяет значит. уменьшить массу конструкции РН, т. к. исключается необходимость во внеш. силовом корпусе топливного отсека. Наддув Н. б. придаёт им бо́льшую прочность и жёсткость конструкции, поэтому Н. б. применяются в сильно нагружённых топливных отсеках РН с повышенным давлением. В зависимости от размеров баков, давления наддува, внеш. нагрузок и др. факторов при насосной подаче компонентов топлива масса Н. б. составляет 1,5—3% от массы топлива; при вытеснит. подаче до 20%. Объём Н. б. РН достигает ~ 1000 м³ («Сатурн-5»). Конструктивно Н. б. выполняются в виде герметичной сварной металлич. оболочки (обычно цилиндрич. или конич. обечайка с днищами) с силовым набором или вафельного типа; они имеют усиленные стыковые шпангоуты для соединения с др. отсеками, а также элементы силового набора для крепления внешних навесных элементов (боковых блоков при пакетной схеме РН, навесных отсеков и т. п.). В КА Н. б. применяются редко.

НЕУСТО́ЙЧИВОСТЬ РАБО́ЧЕГО ПРОЦЕ́ССА ракетного двигателя, неустойчивость горения в ракетном двигателе — проявляется в самопроизвольных колебаниях с большой амплитудой параметров, определяющих рабочий процесс РД (давления, скорости, темп-ры газа и жидкости и т. д.), относительно их ср. значений. Неустойчивый режим работы РД характеризуется участком развития



Камера ЖРД с антипульсационными устройствами: *1* — огневое днище; *2* — антипульсационная перегородка; *3* — отверстие акустического поглотителя; *4* — полость акустического поглотителя

колебат. процесса (занимает ок. 0,01—0,2 с) и участком автоколебаний, т. е. самоподдерживающихся нелинейных периодич. колебаний пост. амплитуды. При Н. р. п. колебат. системами являются в осн. газ или жидкость, заполняющие объёмы ДУ (камера сгорания, газогенератор, газоводы, топливные магистрали



Демпфер с газовой полостью для устранения продольных колебаний РН; *а* — компонент жидкого топлива; *б* — сжатый газ; *1* — пусковой клапан (открыт); *2* — питающий трубопровод от бака к ЖРД

и т. д.). Почти во всех случаях колебат. процесс поддерживается непосредственно за счёт тепловой энергии, выделяющейся при горении ракетного топлива. При этом поступление энергии в колебат. систему регулируется обратной связью, имеющейся между колебат. системой и источником энергии. Механизмов этой связи достаточно много, и они довольно сложны. При Н. р. п. колебат. процесс совершается на частотах, совпадающих с собственными частотами колебат. систем, значения к-рых обратно пропорциональны линейным размерам объёмов, занимаемых газом или жидкостью, и прямо пропорциональны скорости распространения звука в среде. В цилиндрич. объёмах, к к-рым можно отнести в первом приближении большинство камер РД, могут наблюдаться продольные и поперечные (тангенциальные и радиальные) колебания. В зависимости от их частоты в РД различают низко-, средне- и высокочастотные автоколебания и соответственно такие же виды Н. р. п. Следует особо отметить, что регистрируемая частота колебаний, рассматриваемая безотносительно, т. е. без учёта размеров (тяги, РД, ещё не определяет тип Н. р. п. Так, напр., колебания с частотой 2000 Гц соответствуют для небольшого РД низкочастотной неустойчивости, а для крупного РД — высокочастотной. Горение ракетного топлива при наличии автоколебаний наз. пульсационным (вибрационным, резонансным) горением.

Низкочастотная Н. р. п. (НЧ-неустойчивость) наблюдается чаще всего в ЖРД (для РД с тягой 0,1—5 МН проявляется в диапазоне частот 1—100 Гц). Она определяется в осн. связью процесса горения с гидродинамич. процессами в системе подачи топлива и скоростью подвода топлива в камеру (газогенератор). Низкочастотная Н. р. п. часто является причиной опасных продольных *упругих колебаний* корпуса ракеты (собств. частоты продольных колебаний для больших ракет составляют 5—20 Гц), а также колебаний тяги, развиваемой РД (связаны с колебаниями давления в камере). Колебания конструкции могут усиливаться кавитационными колебаниями в питающих магистралях ДУ и входах в центробежные насосы ЖРД. К низкочастотной Н. р. п. относится также неустойчивость систем автоматич. регулирования (для РД с тягой 0,1—5 МН наблюдается в диапазоне 20—100 Гц). Среднечастотная Н. р. п. (Н. р. п. промежуточной частоты) проявляется обычно в ЖРД и характеризуется наличием продольных колебаний в таких контурах, как ГГ — подводящие магистрали (или форсунки), газовод — камера сгорания и др. Эти колебания лежат в диапазоне частот 100—1000 Гц (для РД с тягой 0,1—5 МН). Среднечастотная Н. р. п. обусловлена в осн. связью процесса горения с гидродинамич. процессами в системе подачи топлива и процессом смесеобразования в камере (в т. ч. в форсунках), а также зависимостью скорости горения от давления. Высокочастотная Н. р. п. (ВЧ-неустойчивость) возникает в ЖРД и РДТТ и характеризуется поперечными колебаниями газа в камере сгорания и ГГ с частотой св. 1000 Гц (для РД с тягой 0,1—5 МН). ВЧ-неустойчивость определяется связью колебаний давления с процессами тепло- и массоподвода при горении.

При Н. р. п. регистрируются колебания давления частотой 5—15 000 Гц и амплитудой 5—100% от номинального давления в камере сгорания РД, а вибрац. перегрузки элементов конструкции достигают 1000 g. При этом могут быть превышены пределы прочности конструкции РД и ракеты, а также пределы работоспособности установл. аппаратуры. В камерах сгорания при Н. р. п. часто происходит срыв пограничного слоя газа у стенок, что приводит к прогару камер и взрыву РД. В РДТТ может наблюдаться также увеличение скорости горения топлива, приводящее к нерасчётному возрастанию тяги и соответствующему сокращению времени работы двигателя. Наибольшую опасность представляет ВЧ-неустойчивость, носящая ярко выраженный разрушит. характер.

А. Г. Николаев

И. Ньютон

Борьба с Н. р. п. производится путём изменения характеристик колебат. системы, ослабления взаимодействия между колебаниями и поддерживающими их процессами, а также путём демпфирования колебаний. В частности, колебания низкой и ср. частоты в ЖРД устраняются повышением перепада давлений на форсунках камеры и газогенератора, изменением схемы смешения топлива, размеров магистралей подачи и объёма зоны горения, установкой дросселирующих элементов (шайб) и демпферов. Иногда ограничиваются только снижением интенсивности колебаний до безопасного уровня. Борьба с ВЧ-неустойчивостью производится в ЖРД изменением схемы распыления топлива в камере и ГГ, введением в них турбулизаторов газового потока, устройством акустических поглотителей (типа полостей и пористых вставок, окружающих зону горения) и установкой антипульсационных перегородок. Последние представляют собой пластины (большей частью радиальные и кольцевые), устанавливаемые на огневом днище форсуночной головки камеры (а иногда и ГГ), перпендикулярно днищу. Роль перегородок могут выполнять выступающие удлинённые форсунки. Антипульсационные перегородки широко используются в ЖРД. ВЧ-неустойчивость РДТТ устраняют: введением в камеру акустич. поглотителей; добавлением в топливо порошков, выполняющих ту же функцию, что и поглотители; увеличением или уменьшением размера частиц отд. топливных компонентов; изменением геометрич. формы топливного заряда, а также созданием в нём отверстий, вызывающих утечку колебательной энергии из резонансной полости внутр. канала во внеш. канал и т. д. В то время как методы устранения низко- и среднечастотной Н. р. п. отработаны в удовлетворит. степени, ВЧ-неустойчивость представляется сложной и недостаточно изученной проблемой и нередко является трудно преодолимым препятствием при создании РД. *И. М. Кошелев.*

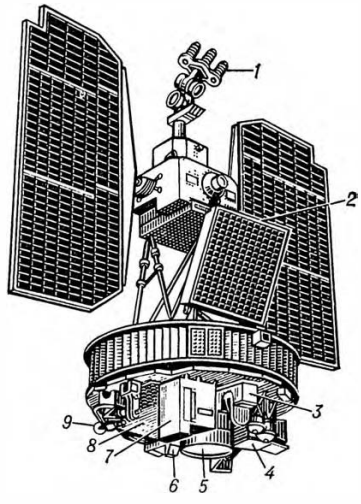
НИЗКОКИПЯ́ЩЕЕ РАКЕ́ТНОЕ ТО́ПЛИВО — *жидкое ракетное топливо*, в к-ром хотя бы один компонент относится к разряду низкокипящих компонентов.

НИЗКОКИПЯ́ЩИЙ КОМПОНЕ́НТ ракетного топлива — компонент жидкого топлива с температурой кипения ниже 25 °С (в условиях эксплуатации). Для хранения Н. к. в конденсированном состоянии в герметизированных баках, как правило, приходится применять спец. меры по охлаждению компонента или возврата конденсата. К Н. к. относят и *криогенный компонент*. См. также *Высококипящий компонент* ракетного топлива.

НИЗКОЧАСТО́ТНЫЕ ИЗЛУЧЕ́НИЯ МАГНИТОСФЕ́РЫ Земли — электромагнитные волны, возникающие в ионосферной и магнитосферной плазме в результате различного рода её неустойчивостей. Регистрируются на поверхности Земли и на ИСЗ. Для Н. и. м. Земли характерно большое разнообразие спектральных и временны́х форм. Обычно различают шумовые излучения и дискретные сигналы; часто наблюдаются многообразные комбинации этих осн. типов. Шумовые излучения могут занимать более или менее широкий диапазон частот в пределах 600 Гц — 30 кГц. Часто наблюдаются шумовые излучения вблизи 70 Гц, 2,5 кГц, 8 кГц. Для дискретных сигналов характерно более или менее быстрое изменение частоты в спектре. Спектральная интенсивность излучения на поверхности Земли редко превышает 10^{-13} Вт/(м^2·Гц), на ИСЗ она может превышать 10^{-11} Вт/(м^2·Гц). Вероятность возбуждения низкочастотных излучений магнитосферы возрастает во время *магнитных бурь*. Некоторые типы излучений связаны с *полярными сияниями*. Возбуждение Н. и. м. связывают с взаимодействием потоков быстрых заряж. частиц (электронов или протонов) с плазмой; такое взаимодействие может быть более эффективным, если в плазме распространяется низкочастотная электромагнитная волна (напр., *атмосферик свистящий*). Переход энергии быстрых частиц в низкочастотное электромагнитное излучение облегчает их выпадение из *радиационного пояса Земли*, так что Н. и. м. является одним из факторов, определяющих динамику частиц в радиационном поясе. Существует предположение, что нарушение равновесного распределения частиц плазмы в окрестности движущегося ИСЗ также может возбудить Н. и. м.

НИКОЛА́ЕВ Андриян Григорьевич (р. 1929) — космонавт СССР, ген.-майор авиации (1970), дважды Герой Сов. Союза (1962, 1970), лётчик-космонавт СССР (1962), канд. технич. наук (1975). Чл. КПСС с 1957. В 1947 окончил Мариинско-Посадский лесотехнич. техникум, до 1950 работал мастером на заготовке леса в Карелии. После окончания военного авиационного училища лётчиков (1954) служил в ВВС. В 1960—68 в отряде космонавтов (в 1963—68 — его командир). В 1968 окончил Военно-воздушную инж. академию им. Н. Е. Жуковского. 11—15 авг. 1962 совершил полёт на КК «Восток-3». С 12 авг. этот полёт проходил одновременно с полётом КК «Восток-4», пилотируемого П. Р. *Поповичем*. Между космонавтами была установлена двусторонняя связь, с кораблей велись широковещат. ТВ передачи. Полёт продолжался 3 сут 22 ч 22 мин (совм. полёт — 70 ч 23 мин 38 с). 1—19 июня 1970 совм. с В. И. *Севастьяновым* совершил полёт на КК «Союз-9» (в качестве командира). В полёте, продолжавшемся 17 сут 16 ч 59 мин, выполнил программу научно-технич. и медико-биол. исследований. За 2 рейса в космос налетал 21 сут 15 ч 21 мин. Деп. Верх. Совета РСФСР 6—11-го созывов. Н.— почётный чл. Междунар. академии астронавтики. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР, высшая награда Междунар. академии астронавтики — премия им. Д. и Ф. Гуггенхеймов, золотая медаль «Космос», медаль де Лаво и золотая медаль им. Ю. А. Гагарина (ФАИ). Гос. пр. СССР (1981). Награждён орденом Ленина, орденами Трудового Красного Знамени, Красной Звезды и медалями, а также иностр. орденами и медалями. Н. присвоены звания Героя Социалистич. Труда НРБ, Героя Труда СРВ, Героя МНР. Почётный гражданин городов Калуга, Караганда, Смоленск, Ржев, Ленинакан, Махачкала, Нальчик, Каспийск (СССР), Дархан (МНР), София, Петрич, Стара-Загора, Варна, Плевен (НРБ), Карлови-Вари (ЧССР), Буира (Алжир). Именем Н. назв. кратер на Луне. С 1974 первый зам. нач. *Центра подготовки космонавтов* им. Гагарина.

«НИ́МБУС» (англ. Nimbus, букв.— дождевое облако) — наименование серии американских экспериментальных метеорологических ИСЗ для отработки оборудования перспективных ИСЗ этого назначения, проведения технических экспериментов и научных наблюдений. Масса 377—987 кг. Корпус — усечённая пирамида ферменной конструкции, в верхней части к-рой расположен контейнер со служебными системами, в нижней — контейнер с полезным грузом. Выс. ~ 3 м, диам. 1,5 м. Электропитание от СБ (ок. 10 500 элементов, размах панелей 3,36 м, мощность 450 Вт); на нек-рых ИСЗ «Н.» — СБ в сочетании с двумя *изотопными генераторами* мощностью 60 Вт. Трёхосная система ориентации использует ИК датчики земного горизонта и солнечные датчики, а в качестве исполнит. органов — три маховика и микродвигатели, работающие на хладоне. В системе терморегулирования предусмотрены жалюзи и отражатели солнечного излучения. В качестве науч. аппаратуры на «Н.» устанавливались приборы для получения изображения Земли и её облачного покрова, изучения распределения озона и паров воды, измерения тепловых потоков и темп-ры и др.



ИСЗ «Нимбус-6»: *1* — радиосистема TDRE; *2* — радиометр ESMR; *3* — радиометр THIR; *4* — радиометр HIRS; *5* — радиосистема TWERLE; *6* — радиометр PMR; *7* — радиометр ERB; *8* — радиометр SMS; *9* — радиометр LRIE

В 1978 выведен на орбиту ИСЗ «Н.-7», предназнач. для исследования загрязнений атмосферы, океана и внутр. вод, а также возможного истощения озонового слоя. На нём установлены: прибор CZCS (основной) для регистрации отражённого от воды солнечного излучения для определения перепадов темп-ры океанской поверхности и цвета воды; прибор ERB для регистрации солнечного излу-

чения с целью определения теплового баланса в глобальном и региональном масштабах; приборы для получения вертик. профилей содержания в атмосфере паров воды, окислов азота, окиси углерода и метана и др. ИСЗ «Н.» запускались РН «Тор-Аджена», «Торад-Аджена» и «Торад-Дельта». Сведения о запусках ИСЗ «Н.» см. в приложении III.

НИСХОДЯ́ЩИЙ У́ЗЕЛ — см. *Элементы орбиты.*

НИТРА́ТЫ ЦЕЛЛЮЛО́ЗЫ, нитроцеллюлозы — азотнокислые сложные эфиры целлюлозы общей формулы $[C_6H_7O_2(OH)_{3-x}(ONO_2)_x]_n$, где x может меняться от 1 до 3; один из компонентов *коллоидных твёрдых ракетных топлив.* Н. ц.— белая волокнистая рыхлая масса, очень напоминающая целлюлозу. Плотность 1580—1650 кг/м³. Важнейшая характеристика Н. ц.— степень замещения, или содержание азота. Она в значит. степени определяет физико-механич., хим. и технологич. свойства этого полимера. Н. ц. легко воспламеняются и могут гореть в инертной атмосфере, скорость горения при этом очень велика и горение легко переходит во взрыв. Кроме того, Н. ц. способны взрываться от удара. Для предотвращения взрыва Н. ц. желатинируют, растворяя в соответствующих растворителях (ацетон, нитроглицерин). Пром. получение Н. ц. основано на нитровании высушенной и разрыхлённой целлюлозы. В зависимости от содержания азота (указано в скобках) различают следующие осн. Н. ц.: коллоксилин (10,7—12,2%), пироксилин № 2 (12,2—12,5%), пироксилин № 1 (13,0—13,5%). В ракетной технике широко применяются (при получении коллоидных топлив) пироксилины, пластифицированные нитроглицерином.

НИТРОГЛИЦЕРИ́Н, глицерин-тринитрат $(CH_2ONO_2)_3$ — полный эфир глицерина и азотной кислоты; один из осн. растворителей, используемый в произ-ве *коллоидных твёрдых ракетных топлив* и бризантных взрывчатых веществ. Маслянистая бесцветная жидкость. Плотность 1600 кг/м³ (при 25 °С). Токсичен, взрывается при ударе и при темп-ре 256 °С. Имеет две кристаллич. формы: стабильную с $t_{пл} \approx 13{,}5$ °С и лабильную с $t_{пл} \approx 2{,}8$ °С. Хорошо растворим в ацетоне, эфире, бензоле; в воде практически не растворим. Скорость детонации 7700 м/с, теплота взрыва 6,3 МДж/кг.

Избыток кислорода в Н. обеспечивает более полное окисление *нитратов целлюлозы* при горении. Поэтому с увеличением содержания Н. в коллоидных твёрдых топливах улучшаются их энергетич. показатели, но одновременно повышается взрывоопасность и чувствительность к удару.

НИТРОМЕТА́Н CH_3NO_2 — простейшее нитросоединение алифатического ряда; высококипящее *однокомпонентное ракетное топливо* для ЖРД. Маслянистая бесцветная жидкость с запахом горького миндаля. Плотн. 1138 кг/м³ (при 20 °С), $t_{пл} \approx -28$ °С, $t_{кип} \approx 101$ °С. Токсичен (*предельно допустимая концентрация* примерно 0,1 мг/м³), стабилен при темп-рах не выше 50 °С. Чувствителен к удару, может детонировать. Коррозионно малоактивен. Получают нитрованием парафиновых углеводородов.

«НОАА» (англ. NOAA, сокр. от National Oceanic and Atmospheric Administration — Управление по исследованию океана и атмосферы) — см. *«ИТОС»* и *«ТИРОС».*

НО́РДУНГ (Noordung; наст. фам.— Поточник) Герман (1892—1929) — один из пионеров космонавтики. Автор книги «Проблема путешествия в мировое пространство» (1929, Берлин), в к-рой развил ряд идей, ранее высказанных К. Э. *Циолковским,* Г. *Обертом* и др. Н. предложил конструкцию орбитальной станции, один из блоков к-рой имел вид колеса, вращающегося вокруг своей оси с определ. угловой скоростью («колесо Нордунга»), при этом на периферии колеса действовала бы сила тяжести, равная земной; выдвинул идею выведения станции на орбиту вокруг Земли высотой ок. 40 тыс. км с целью сохранения неизменным её положения по отношению к определ. пункту земной пов-сти. Н. наиболее полно для своего времени сформулировал представление о конструкции и преимуществах использования долговрем. орбитальных станций, а также наивыгоднейшей высоте орбит их полёта.

НУМИЗМА́ТИКА КОСМИ́ЧЕСКАЯ (от лат. numisma — монета) — собирание и изучение настольных мемориальных (памятных, юбилейных и сувенирных) медалей, плакеток, жетонов, монеток, изготовленных (из золота, серебра, мельхиора, бронзы, томпака, алюминия и др. материалов) как монетными дворами, так и отдельными государственными предприятиями (фабриками, заводами, комбинатами и т. д.) и посвящённых различным этапам исследования и освоения космического пространства.

В СССР первая памятная медаль (посвящённая первому в мире ИСЗ) выпущена в 1958; на лицевой стороне — на фоне ракеты фигура учёного во весь рост с поднятой левой рукой, в правой руке — рукопись, по кругу надпись: «Слава советской науке!»; на обратной стороне — изображение земного шара с первым сов. ИСЗ в виде шарика на орбите вокруг Земли, надписи: «4 октября 1957», «В ознаменование запуска в СССР первого в мире искусственного спутника Земли» (материал медали — бронза, диам. 65 мм).

Первая юбилейная медаль (к 100-летию со дня рождения К. Э. Циолковского) выпущена в 1958; на лицевой стороне — портрет учёного, под ним лавровая ветвь и даты «1857—1957»; над портретом по кругу надпись — «Гениальный русский изобретатель К. Э.Циолковский»; на обратной стороне медали — символич. изображение части сев. полушария Земли с надписью «СССР», над Землёй — устремлённая ввысь ракета и надписи: «Я верю, что многие из вас будут свидетелями первого заатмосферного путешествия», «К. Циолковский» (материал — бронза, диам. 65 мм). Вторая памятная медаль, посвящённая первому сов. ИСЗ, выпущена также в 1958; на лицевой стороне — часть сев. полушария с надписью «СССР», по кругу — лавровая ветвь, на фоне звёздного неба устремлённый ввысь первый сов. ИСЗ с усами-антеннами; на обратной стороне надписи — «В честь запуска в СССР первого в мире искусственного спутника Земли 4 октября 1957», «Академия наук СССР» (материал — бронза, диам. 65 мм).

В 1959 выпущены две памятные медали, посвященные запуску первой в мире РН, стартовавшей в сторону Луны. На одной из них на лицевой стороне — РН, устремлённая к Солнцу, на фоне МГУ и надписи: «Во славу Великой Отчизны», «Январь 1959»; на обратной стороне — изображение пятиконечного вымпела — «СССР январь 1959 г.», под вымпелом надписи: «...Я верю, что многие из вас будут свидетелями первого заатмосферного путешествия», «К. Циолковский» и по кругу надпись — «В ознаменование запуска первой в мире космической ракеты» (материал — бронза, диам. 65 мм). На другой медали на лицевой стороне — фигура конструктора с поднятой рукой на фоне РН, устремлённой к Луне, часть Луны, звёздное небо, раскрытая книга, глобус, трубы заводов, оливковая ветвь, надпись — «Слава труженикам советской науки и техники!»; на обратной стороне надпись — «В ознаменование создания первой в мире многоступенчатой космической ракеты и успешного её запуска в сторону Луны 2 января 1959 г.» (материал — бронза, диам. 70 мм).

В 1960 выпущена памятная медаль, посвящённая фотографированию обратной стороны Луны, на лицевой стороне — фигуры юноши с поднятой рукой и рядом сидящей девушки, дата «1959», устремлённая ввысь РН над ликующими вдали демонстрантами; на обратной стороне — изображение обратной стороны Луны и надписи: «СССР», «Во имя мира и прогресса» (материал — бронза, диам. 65 мм).

В 1962 выпущена памятная медаль, посвящённая первому в мире полёту человека в космос; на лицевой стороне — портрет Ю. А. Гагарина в скафандре на фоне Спасской башни Кремля, надпись — «12 апреля 1961»; на обратной стороне — изображение земного шара, вокруг к-рого по орбите летит КК «Восток», лавровая ветвь и надписи: «В честь первого в мире полета человека в космос», «Союз Советских Социалистических Республик» (материал — бронза, диам. 65 мм).

В 1966 выпущена медаль, посвящённая Дому-музею Циолковского в Калуге; на лицевой стороне — портрет учёного и даты «1857—1935»; на обратной стороне — изображение дома, в к-ром он с семьёй жил в последние годы жизни, надписи: «Калуга», «Дом-музей К. Э. Циолковского» (материал — алюминий, диам. 53 мм).

В 1967 выпущена медаль с портретом Циолковского; на лицевой стороне надпись — «К. Э. Циолковский»; на обратной — изображение Государственного музея истории космонавтики им. Циолковского, надписи: «Калуга», «1967» (материал — алюминий, диам. 53 мм). В том же 1967 выпущена юбилейная медаль (к 60-летию со дня рождения С. П. Королёва); на лицевой стороне — портрет и надписи: «Академик Сергей Павлович Королёв», «1906—1966»; на обратной — изображение РН, устремлённой ввысь, на фоне Солнца и звёздного неба, надписи: «Космонавтика имеет безграничное будущее и её перспективы беспредельны, как сама вселенная» (автограф учёного), «К 60-летию со дня рождения» (материал — бронза, диам. 60 мм). Тогда же выпущены четыре золотые медали: «Первый в мире космонавт Гагарин Юрий Алексеевич», «Первая в мире женщина-космонавт Терешкова Валентина Владимировна» (с портретами космонавтов), «В ознаменование мягкой посадки на поверхности Луны советской автоматической межпланетной станции „Луна-9“» (с изображением вымпела и плакетки, доставленных на Луну), «Первый в мире человек, совершивший 18 марта 1965 года свободный выход в космическое пространство,— Леонов Алексей Архипович» (с портретом космонавта).

Материал этих медалей — золото 900-й пробы, масса 17 г, диам. 29 мм. Такие же медали выпущены массой 10 г и диам. 25 мм.

В 1969 выпущены памятные медали, посвящённые Гагарину (на лицевой стороне — портрет улыбающегося космонавта, на обратной — надписи: «Первый в мире космонавт Юрий Алексеевич Гагарин», «Звёздный городок», «СССР»; материал — бронза, диам. 60 мм) и первому выходу человека из КК в космос (на лицевой стороне — портреты космонавтов П. И. Беляева и А. А. Леонова и надписи по кругу — «Первый в мире выход человека из корабля в космос», «18 марта 1965», «А. Леонов», «П. Беляев», на обратной стороне — фигура космонавта в скафандре с фалом, парящего в звёздном небе; материал — бронза, диам. 60 мм). Гагарину посвящены также медали: на лицевой стороне — портрет первого космонавта, под ним надпись — «Ю. А. Гагарин»; на обратной стороне — изображение земного шара, вокруг которого на орбите КК «Восток», и надписи: «Первый полёт человека в космос», «12 апреля 1961»; «Восток», «СССР» (материал — алюминий, диам. 50 мм);

на лицевой стороне — портрет космонавта в скафандре, сверху надпись — «СССР», внизу — «1961»; на обратной стороне — изображения части земного шара, звёздного неба, Луны и сверху надпись — «Первый космический полет» (материал — бронза, диам. 60 мм);

на лицевой стороне — портрет космонавта в скафандре на фоне звёздного неба, сверху надпись — «12 апреля 1961 г.», снизу — «Ю. А. Гагарин»; на обратной стороне — индустриальный пейзаж, изображение Монумента покорителям космоса в Москве, надписи: «Саратов», «10 лет со дня первого полета человека в космос» (материал — алюминий, диам. 60 мм) и др.

В 1972 выпущена юбилейная медаль (к 100-летию музея связи СССР); на лицевой стороне — изображение сов. связного ИСЗ «Молния-1», рожков связи, перечёркнутых молниями, под ними надписи: «1872—1972», «Центральный музей связи им. А. С. Попова»; на обратной стороне — изображение герба СССР, под ним текст: «Социализм без почты телеграфа машин пустейшая фраза» и факсимильная подпись В. И. Ленина (материал — бронза, диам. 60 мм). Выпущена сувенирная медаль Дома-музея Королёва с его портретом; на лицевой стороне — надписи по кругу: «1906—1966», «С. П. Королёв»; на обратной стороне — изображение дома и надпись — «Дом-музей академика С. П. Королёва» (материал — бронза, диам. 60 мм).

В 1975 выпущены серии и отд. медали, посвящённые программе ЭПАС. Это памятные медали: на лицевой стороне одной из них — состыкованные КК «Союз» и «Аполлон» на фоне звёздного неба, Солнца, Земли, Луны, надписи на КК: «СССР» и «UNITED STATES»; на обратной стороне — условное изображение земного шара и надписи: «1975», «Экспериментальный полет Аполлон — Союз» (материал — бронза, диам. 60 мм). На лицевой стороне другой медали — фигуры двух парящих на фоне звёздного неба космонавтов; на обратной стороне — состыкованных КК на фоне эмблемы полёта и надписи: «Союз», «Apollo» (материал — алюминий, диам. 65 мм). На лицевой стороне третьей медали — эмблема «Интеркосмоса» и надписи: «Интеркосмос», «Академия наук СССР», на обратной стороне — изображение стрел, направл. в космич. пространство и сходящихся в одной точке (материал — бронза, диам. 60 мм). На лицевой стороне четвёртой медали — изображение в профиль пяти космонавтов, гос. флаги СССР и США, надписи: «Экспериментальный полёт космических кораблей», «Академия наук СССР», «Интеркосмос», «1975» (материал — бронза, диам. 60 мм).

Советом «Интеркосмос» были заказаны и изготовлены способом хим. фрезерования сувенирные медали. На одной из них — изображение состыкованных КК «Союз» и «Аполлон» на фоне земного шара и надписи: «Союз — Apollo», «АН СССР — NASA USA», лавровых ветвей с обеих сторон надписей: «Первая международная стыковка в космосе», «First International Space Docking» (на одной стороне); изображение флагов СССР и США и надписи: «СССР», «USA», «1975» (на другой стороне). Такая медаль, разрезанная на две части, была доставлена и «состыкована» при встрече экипажей в космосе. На лицевой стороне другой медали — изображение сближающихся КК «Союз» и «Аполлон» над земной поверхностью, надписи: «Первая международная стыковка в космосе», «Союз — Аполлон», «СССР — США» и «1975 г»; на обратной стороне изображена сетка земного шара с автографами космонавтов — участников эксперимента, сверху — эмблема полёта, снизу надпись — «июль 1975 г.», по бокам — лавровые ветви (материал — латунь, диам. 60 мм). Выпущена серия из 6 алюминиевых медалей, из к-рых 5 — с портретами чл. экипажей и их фамилиями; на обратной стороне медалей — их автографы; на 6-й изображены: рукопожатие двух космонавтов в скафандрах, состыкованные КК. На лицевой стороне всех медалей надписи: «Союз», «Аполлон», «1975»; обратная сторона 6-й медали гладкая (диам. 40 мм).

В 1981 выпущена медаль в честь длит. полётов на орбит. станции «Салют-6» с групповым портретным изображением в профиль космонавтов и надписями: «В. Ляхов», «Л. Попов», «В. Рюмин» (на лицевой стороне); изображениями стартующей РН и парящей орбит. станции с состыкованными с ней КК «Союз» и КА «Прогресс» и надписью: «Длительные космические полеты советских космонавтов В. Ляхова, Л. Попова по 6 месяцев и В. Рюмина — 1 год на орбитальном комплексе „Салют“ — „Союз“ — „Прогресс“ 1979 — 1980 с международными экипажами».

Выпущены также медали, посвящённые совм. полётам сов. космонавтов с космонавтами соц. стран (по программе «Интеркосмос»). Изображение этих медалей см. в статьях о космич. программах соц. стран.

Всего в СССР выпущено ок. 100 медалей, плакеток, жетонов и др. нумизматич. материалов. См. вкл. XLIX—LII.

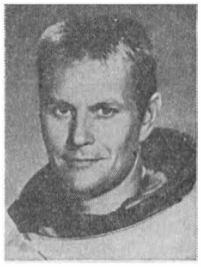
Георг. Ал-дрович Назаров.

НУТА́ЦИИ (от лат. nutatio — колебание) космического аппарата — колебания стабилизируемой вращением оси КА (возникающие, например, из-за не вполне точного совпадения линии действия вектора момента сил исполнительных органов, осуществляющих раскрутку КА, с осью, подлежащей *стабилизации*). В процессе Н. эта ось описывает конусообразную поверхность вокруг ср. положения, совпадающего с вектором кинетич. момента КА; у КА, обладающего динамич. симметрией относительно стабилизируемой оси, конус круговой. Н. вносят дополнит. ошибку в ориентацию стабилизируемой оси и поэтому нежелательны. При вращении КА вокруг оси с макс. моментом инерции Н. затухают естеств. путём за счёт рассеяния их кинетич. энергии в подвижных элементах конструкции КА (нежёстких сочленениях деталей, жидкостях, имеющихся на борту КА, и т. п.). Для ускорения этого процесса используют спец. устройства — гасители Н. или стабилизаторы вращения КА. Простейшие из них — подвижные массы на упруго-вязком подвесе и центробежные маятники, частота собств. колебаний к-рых выбирается близкой к частоте Н. Возбуждающиеся при Н. вынужденные колебания этих устройств рассеивают колебат. энергию на частоте Н. и тем самым гасят Н. Высокой чувствительностью обладают жидкостные гасители Н. из-за отсутствия в них сил сухого трения. В качестве гасителей Н. применяют также *гироскопические силовые стабилизаторы*.

Наряду с Н. могут существовать конич. колебания стабилизируемой оси, обусловленные её неточным совпадением с гл. осью инерции, т. е. неточной динамич. балансировкой КА. Устранение этих колебаний — более сложная задача, к-рая требует либо использования гироскопич. силовых стабилизаторов, либо частичного перераспределения масс КА во время полёта, напр. путём перекачки жидкостей из одних ёмкостей в другие и т. п.

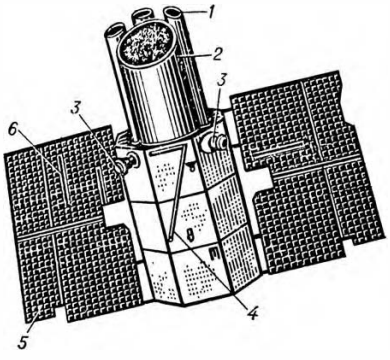
НЬЮ́ТОН (Newton) Исаак (1643—1727) — английский физик и математик, создавший теоретические основы механики и небесной механики, открывший *всемирного тяготения закон*. Родился в семье фермера. В 1661 поступил в Тринити-колледж Кембриджского ун-та. В 1665 по окончании ун-та получил учёную степень бакалавра наук. В 1668 Н. была присвоена степень магистра, а в 1669 И. Барроу (его учитель) передал ему почётную люкасовскую физико-математич. кафедру Кембриджского ун-та, к-рую Н. занимал до 1701. Н. рассмотрел движение тел под действием центральных сил и доказал, что траекториями таких движений являются конические сечения (эллипс, гипербола, парабола). Он изложил своё учение о всемирном тяготении, сделал заключение, что все планеты и кометы притягиваются к Солнцу, а спутники — к планетам с силой, обратно пропорциональной квадрату расстояния, и разработал теорию движения небесных тел. Н. показал, что из закона всемирного тяготения вытекают *Кеплера законы* и важнейшие отступления от них. Так, он объяснил особенности движения Луны (вариацию, попятное движение узлов и т. д.), явления прецессии и сжатие Юпитера, рассмотрел задачи притяжения сплошных масс, теории приливов и отливов, предложил теорию фигуры Земли. В труде «Система мира» (издан в 1731) описал выведение тела с поверхности Земли на орбиту спутника Земли путём сообщения ему необходимой для этого скорости движения. Н. был избран (1672) чл. Лондонского королевского об-ва (в 1703 стал его президентом), иностр. чл. Парижской АН (1699). Портрет на стр. 268.

Г. Оберт



Р. Овермайер

«ОАО» (англ. OAO, сокр. от Orbiting Astronomical Observatory — орбитальная астрономическая обсерватория) — наименование серии американских ИСЗ для астрономических наблюдений. Масса ~ 2 т. Корпус — правильная 8-гранная призма выс. 3 м и макс. поперечным размером 2,1 м. Электропитание от СБ, панели к-рых имеют размах 6,4 м, общую площадь 12,7 м², мощность 1,6 кВт. Система ориентации обеспечивает наведение астрономич. приборов на выбранную звезду с ошибкой 1,0—0,1″ (на ИСЗ «ОАО-3»



ИСЗ «ОАО-3» («Коперник»): *1* — бленда рентгеновского телескопа; *2* — бленда ультрафиолетового телескопа-рефлектора; *3* — звёздный датчик; *4* — балансировочная штанга; *5* — панель солнечных батарей; *6* — щелевая антенна

удалось обеспечить погрешность до 0,03″). В этой системе используются комплект звёздных датчиков, солнечные датчики, инерциальный измерит. блок и скоростные гироскопы, а в качестве исполнит. органов — маховики грубой и точной ориентации, микродвигатели, работающие на сжатом азоте, и магнитная система разгрузки маховиков. Для терморегулирования служат жалюзи, электрич. нагреватели, кольцевые тепловые трубки (только на «ОАО-3») и теплоизоляция. Телеметрич. передатчики работают на частоте 136,260 МГц (выходная мощность 2 Вт) и 400,55 МГц (10 Вт), передатчик системы траекторных измерений — на частоте 136,44 МГц (0,16 Вт). Командный приёмник использует метровый диапазон.

ИСЗ «ОАО-1» оснащён комплектом науч. аппаратуры WEP, включающим 4 телескопа-рефлектора с апертурой 203 мм, регистрирующие УФ излучение звёзд с длиной волны 120 и 200 нм, телескоп-рефлектор (406 мм), регистрирующий УФ излучение туманностей, и 2 сканирующих УФ спектрометра (767 мм).

ИСЗ «ОАО-2» оснащён комплектом WEP и телескопом «Селескоп», имеющим 4 трубы (каждая с апертурой 317 мм), регистрирующие УФ излучение в диапазоне 150—300 нм. В фокальной плоскости установлена ТВ камера.

ИСЗ «ОАО-3» («Коперник») несёт УФ телескоп-рефлектор (апертура 810 мм), работающий в диапазоне 93—300 нм, а также рентгеновские телескопы (диапазоны 0,3—0,9; 0,8—1,8; 2—6 нм). На корпусе ИСЗ смонтирована бленда, препятствующая попаданию прямых солнечных лучей в объективы астрономич. приборов.

ИСЗ «ОАО-1» выведен на орбиту РН «Атлас-Аджена», остальные — РН «Атлас-Центавр». «ОАО-1» в связи с отказом энергетич. установки задач не выполнил.

О́БЕРТ (Oberth) Герман (р. 1894 в Румынии) — один из пионеров ракетной техники и космонавтики. С 1913 учился в ун-тах Мюнхена, Гёттингена и др. В 1925—38 проф. физики и математики в Румынии (Сигишоара, Медиаш). Автор монографии «Ракета в межпланетное пространство» («Die Rakete zu den Platenräumen»; 1923, Берлин — Мюнхен) — первого в Зап. Европе фундаментального труда по проблемам космонавтики. В книге рассмотрены: осн. уравнение движения ракеты и условия её функционирования; схема и конструктивные особенности составной ракеты; разл. виды жидкого топлива и системы его подачи; методы охлаждения камеры сгорания РД и управления ракетой в полёте; нек-рые психо-физиол. условия полёта человека в космосе; проекты перспективных орбит. станций и др. Книга послужила стимулом к экспериментальной работе и ряду публикаций в области ракетной техники и космонавтики. В 1929 вышло существенно расширенное и дополненное издание под назв. «Пути осуществления космического полета» («Wege zum Raumschiffahrt»). В 1928—31 (в Берлине) науч. консультант киностудии «УФА-фильм», на средства к-рой вёл экспериментальные работы по ЖРД и ракетам. В июле 1930 испытал ЖРД «Кегельдюзе» на жидком кислороде и керосине с тягой ~70 Н. В 1938—40 проводил экспериментальные работы в области ракетной техники в Вене, а в 1940—41 в Дрездене (принимал участие в разработке топливных насосов для ракеты; с 1940 проф. Дрезденского технологич. ин-та). В 1941—43 — в иссл. центре в *Пенемюнде*, консультант по вопросам ракетостроения; занимался исследованием возможности создания зенитных ракет на твёрдом топливе. В 1943—45 инж.-консультант по этим же вопросам в Райнерсдорфе на Вестфальско-Анхальтских з-дах взрывчатых веществ.

После Второй мировой войны 1939—45 (до 1950) О. занимался частными исследованиями и преподаванием в Зап. Германии и Швейцарии. В 1950—53 работал над ракетами для итал. ВМФ. В 1955—1958 принимал участие вместе с др. нем. учёными и инженерами в осуществлении амер. ракетной программы в армейском арсенале «Редстоун» в Хантсвилле (шт. Алабама), после чего вернулся в ФРГ (г. Фойхт). В послевоен. период написал ещё неск. книг и статей по вопросам теории полёта ракет и космич. исследований, а также по ракетным двигателям и топливам. В 1951 Об-вом по исследованию космоса ФРГ учреждена медаль им. О. (см. *Оберта медаль*); в 1963 Нем. ракетное об-во (см. *Общества ракетной техники и космонавтики ФРГ*) переименовано в его честь и назв. Обществом Германа Оберта. Почётный доктор технич. ун-та Зап. Берлина (1963), чл. мн. астронавтич. об-в. Пр. Эно-Пельтри — Гирша (1929), Галабера (1962), Пендрея (1956). Награждён золотой медалью Рудольфа Дизеля, медалями Междунар. академии астронавтики.

О́БЕРТА МЕДА́ЛЬ — серебряная медаль, учреждённая в 1951 Обществом по исследованию космоса (см. *Общества ракетной техники и космонавтики ФРГ*). Присуждается за фундаментальные исследования и выдающиеся заслуги в области ракетной техники и космонавтики.

Медаль имени Г. Оберта

ОБИТА́ЕМОСТЬ КАБИ́НЫ — возможность длительного существования и деятельности человека и биообъектов в герметич. кабине КК, орбит. станции за счёт создания в ней комплекса необходимых условий среды. Под условиями среды кабины понимаются хим. состав и физ. состояние (давление, темп-ра, влажность и др.) искусств. атмосферы кабины, а также пища, вода, средства личной гигиены, отправление естеств. надобностей, одежда, обувь, постельные принадлежности и т. п. В более общем толковании условий среды к ней относят и элементы интерьера, средства физ. трениров-

Запуски ИСЗ «ОАО» (успешные)

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты				Масса, кг
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин	
«ОАО-1»	8.4.1966	792	808	35,03	100,71	1770
«ОАО-2»	7.12.1968	765	778	35	100,16	2000
«ОАО-3» («Коперник»)	21.8.1972	740	748	35,01	~100	2220

ки и др. Важным требованием к среде кабины является её адекватность привычным земным условиям. Необходимость выполнения этого требования возрастает с увеличением продолжительности нахождения человека в кабине КК, орбит. станции и т. п. О. к. обеспечивается *системой жизнеобеспечения*.

ОБИТА́ЕМЫЙ ОТСЕ́К (помещение, кабина) — герметически изолированная от внешней среды и отделённая герметичными или негерметичными перегородками от других отсеков часть КК, орбитальной станции, а также обитаемых космического стационарного сооружения (КСС) или космического подвижного аппарата (КПА), находящихся на планете или др. небесном теле. О. о. предназначен для длит. или кратковрем. пребывания человека без защитной одежды (скафандра); для этих целей служит *система жизнеобеспечения*. По функциональному назначению О. о. могут быть: рабочие (напр., лабораторный отсек орбит. станции «*Скайлэб*»); бытовые (напр., помещение для личной гигиены орбит. станции «Скайлэб»); смешанные, совмещающие функции как рабочих, так и бытовых помещений (напр., рабочий отсек станции «*Салют*», спускаемый аппарат и бытовой отсек КК «*Союз*»); вспомогательные (напр., коридоры, переходы, тамбуры на орбитальных станциях).

О. о. характеризуется объёмом по гермокорпусу (или по гермокорпусу и герметичным и негерметичным перегородкам, образующим обводы О. о.); свободным, или полезным, объёмом (объёмом, не занятым аппаратурой и оборудованием и используемым для передвижения экипажа, временного складирования и т. д.); общей свободной (полезной) площадью пола (пол как элемент *интерьера* О. о. имеет значение для перспективных обитаемых КА с искусств. гравитацией и для КСС и КПА, функционирующих на поверхности планет). Число О. о. и их размеры, как правило, увеличиваются с ростом численности экипажа, продолжительности пребывания его в отсеке. Напр., для КК «*Меркурий*» (экипаж — 1 человек, макс. продолжительность полёта — 1,5 сут) герметизиров. объём единств. О. о. (спускаемого аппарата) составлял 1,7 м³; для орбит. станции «Скайлэб» (экипаж — 3 человека, макс. продолжительность полёта одной смены экипажа — 3 мес) герметизиров. объём всех О. о. (включая О. о. состыкованного со станцией КК «*Аполлон*») составлял 300 м³. С целью увеличения свободных пространств для работы и отдыха экипажа для интерьера О. о. характерна тенденция к уменьшению объёмов размещаемого в них оборудования и аппаратуры за счёт возможности их размещения вне О. о. (исключение составляет оборудование и аппаратура, с к-рым непосредственно работает космонавт).

Форма О. о. обитаемых КА определяется как внеш. факторами (формой зоны полезного груза РН, аэродинамич. параметрами, его местом в общей компоновке КА и т. д.), так и внутренними (давлением газа в О. о., размещением постов управления, архитектурными решениями интерьера и т. д.). Интерьер О. о. должен отвечать требованиям эргономики и архитектурной композиции. О. о. должны иметь надёжную защиту экипажа от агрессивной внеш. среды (тепловую, радиационную, метеорную и т. д.), особенно для длит. пребывания человека в О. о., а также в случае возникновения разл. аварийных ситуаций, связанных, напр., с неожиданной его разгерметизацией, возникновением пожара, утечкой токсичных веществ и т. д. Нек-рые типы О. о. могут подвергаться временной разгерметизации (напр., шлюзовые отсеки, спускаемый аппарат КК «Джемини», бытовой отсек КК «Союз» и т.д.) или изменению параметров газовой среды (напр., стыковочный отсек КК «Аполлон» в совм. полёте с КК «Союз») для обеспечения перехода космонавтов в скафандрах в др. среду (открытый космос, поверхность планеты или её спутника, отсек с др. газовой средой). Герметичный корпус О. о., как правило, образован жёсткой тонкостенной оболочкой, имеющей с внеш. стороны теплоизоляцию (экранно-вакуумную или спец. теплозащиту — для спускаемого аппарата, являющуюся частью его оболочки), а при длит. пребывании человека — метеорную защиту. При наличии неск. гермоизолированных друг от друга О. о. в составе одного КК (орбит. станция, КСС, КПА) переход экипажа из одного отсека в другой осуществляется через люки, имеющие герметически закрывающиеся крышки. Известны О. о., раскрывающиеся из сложенного положения, принимающие заданную форму на определ. этапе функционирования КА (напр., шлюзовой отсек КК «Восход-2», нек-рые О. о. перспективных лунных баз). Применение подобных раскрывающихся конструкций О. о. обусловлено необходимостью экономии объёмов КК. *Г. И. Гадалин.*

ОБЛЁТНЫЕ ТРАЕКТО́РИИ — траектории полёта КА к небесным телам Солнечной системы с их облётом без выхода на траекторию искусственного спутника и последующим возвращением на Землю. Типичными примерами О. т. Луны являются траектории КА «Луна-3», «Зонд-5», «Зонд-7», КК «Аполлон-13».

О́БМОРОК — временное внезапное нарушение сознания. Сопровождается потемнением в глазах, головокружением, ослаблением деятельности сердечно-сосудистой и дыхательной систем. О. обусловлен кратковрем. малокровием головного мозга. В авиац. медицине известен т. н. высотный обморок, являющийся следствием кислородного голодания организма. Длит. космич. полёты и воздействие *невесомости* (в случае неправильного использования бортовых тренировочных средств) могут вызвать детренированность приспособительных механизмов, обеспечивающих нормальное кровообращение. Поэтому переход к земной гравитации может вызвать отлив крови от мозга и привести к ортостатич. О.

ОБМЫ́ВОЧНЫЕ ОПЕРА́ЦИИ — удаление водой или нейтрализующими растворами остатков ракетного топлива, пролитого на обшивку РН или ПУ. Проводятся с целью предотвращения коррозионного воздействия топлив на конструкцию РН и агрегаты стартового оборудования, а также токсичного действия топлива на личный состав стартовой команды. При нормальной работе заправочных средств О. о. не требуется. См. также *Нейтрализация топлива*.

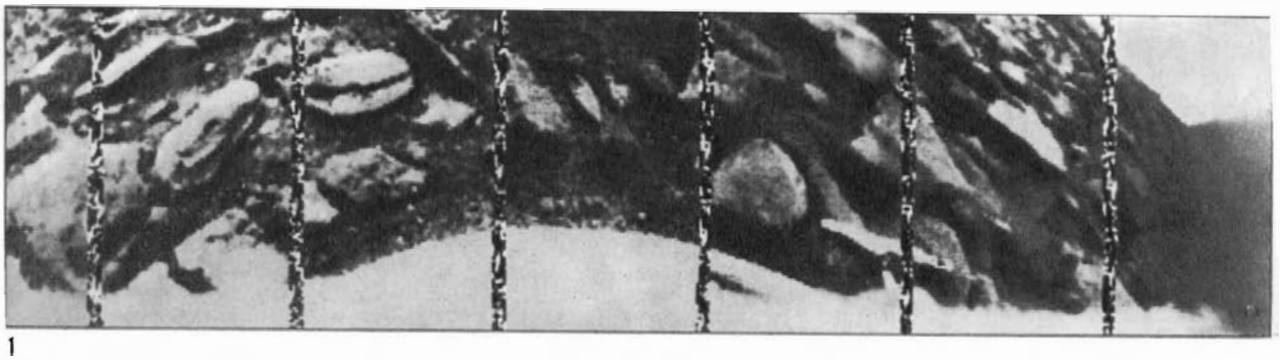
ОБОГАЩЁНИЕ ВОДЫ в системе жизнеобеспечения — доведение регенерированной воды до необходимых кондиций питьевой воды. Вода, регенерированная разл. методами из отходов жизнедеятельности, практически приближается по составу к дистиллированной и не содержит минеральных солей и микроэлементов, присущих природным водам. Она теряет органолептич. свойства, неприятна на вкус, плохо утоляет жажду, при длит. употреблении вызывает ряд заболеваний. Обеспечение космонавтов водой, полноценной по хим. составу и органолептич. свойствам, имеет важное физиол. значение. Методы О. в.: пропускание воды через мраморную крошку с предварит. насыщением углекислым газом; применение фильтров с доломитовой крошкой; методы, основанные на использовании обогатит. таблеток и ионообменных смол (мало разработаны применительно к космич. полётам).

Эти методы позволяют улучшить органолептич. свойства воды, но не дают возможности получить воду, полноценную по хим. составу. Для длит. полётов наиболее перспективен метод О. в. при помощи введения в неё концентриров. солевых растворов. См. *Регенерация воды*.

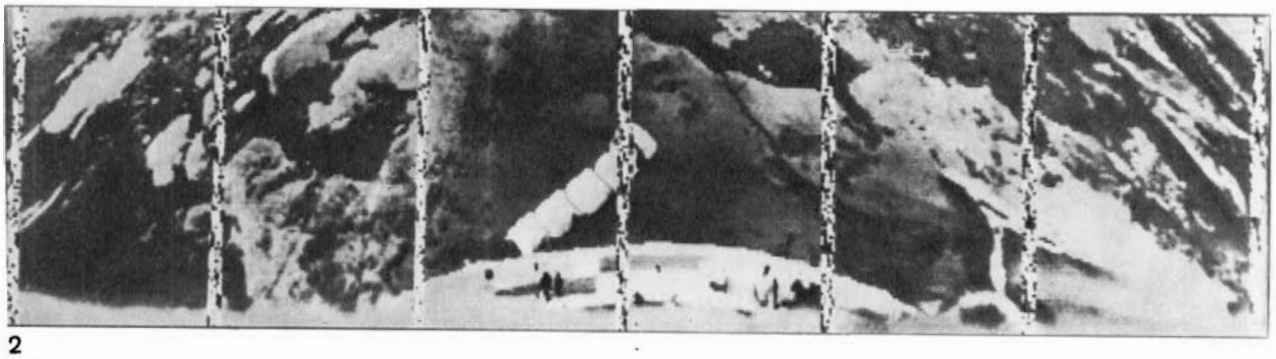
ОБРА́ТНАЯ КОНДЕНСА́ЦИЯ криогенного топлива — превращение в жидкость парообразного топлива, испаряющегося в топливных баках РН на стартовой позиции. О. к. способствует компенсации потерь криогенного ракетного топлива. Кол-во теряемого топлива зависит от площади поверхности баков, их теплоизоляции и времени нахождения РН на ПУ в заправл. состоянии. Кроме того, О. к. используется как способ хранения криогенного компонента в ёмкостях-хранилищах без потерь. Осуществляется с помощью постороннего источника холода. Одновременно с О. к. может быть достигнуто *охлаждение* криогенного топлива.

О́БЩЕЙ ТЕО́РИИ ОТНОСИ́ТЕЛЬНОСТИ ЭФФЕ́КТЫ. Ньютоновская теория тяготения представляет собой теорию гравитационного поля, в к-рой гравитационные силы выступают как силы дальнодействия. Последнее противоречит специальной теории относительности (СТО), согласно к-рой, в частности, макс. скорость распространения взаимодействия не может превышать скорости света в вакууме ($c = 3 \cdot 10^8$ м/с). Общая теория относительности (ОТО), построенная А. Эйнштейном в 1916, представляет собой теорию гравитац. поля, не входящую в противоречие с СТО и концепцией близкодействия. В основу ОТО положены 2 фундаментальные предпосылки: факт равенства инертной и гравитац. масс; локально однородный и изотропный характер пространства — времени, неоднородного, вообще говоря, в целом. Справедливость этих предпосылок проверена с очень высокой точностью. Уравнения гравитационного поля Эйнштейна представляют собой систему из десяти нелинейных дифференц. уравнений в частных производных второго порядка. В случае слабого поля и скоростей движения, малых по сравнению со скоростью света (нерелятивистский предел), уравнения поля Эйнштейна переходят в уравнения гравитац. поля Ньютона.

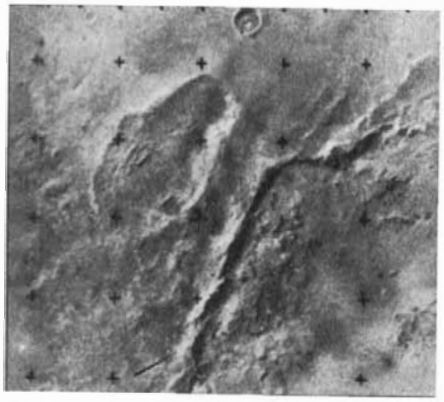
В отличие от теории тяготения И. *Ньютона*, в к-рой уравнения движения постулируются отдельно от уравнений поля, движение частиц в ОТО не может быть задано произвольным образом, в частности не существует релятивистского аналога задачи двух неподвижных центров. Уравнения движения в ОТО являются следствием уравнений поля. Такое положение прежде всего связано с нелинейностью уравнений поля, в силу к-рой гравитац. поле обусловливает характер движения тел и в то же время определяется их движением. В нерелятивистском пределе уравнения ОТО переходят в



1

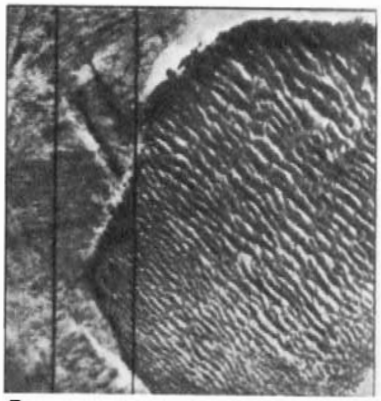


2

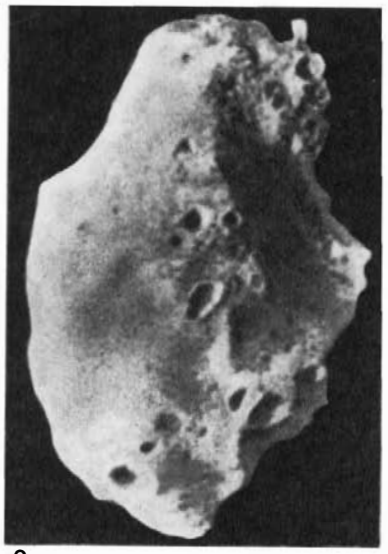


3

4



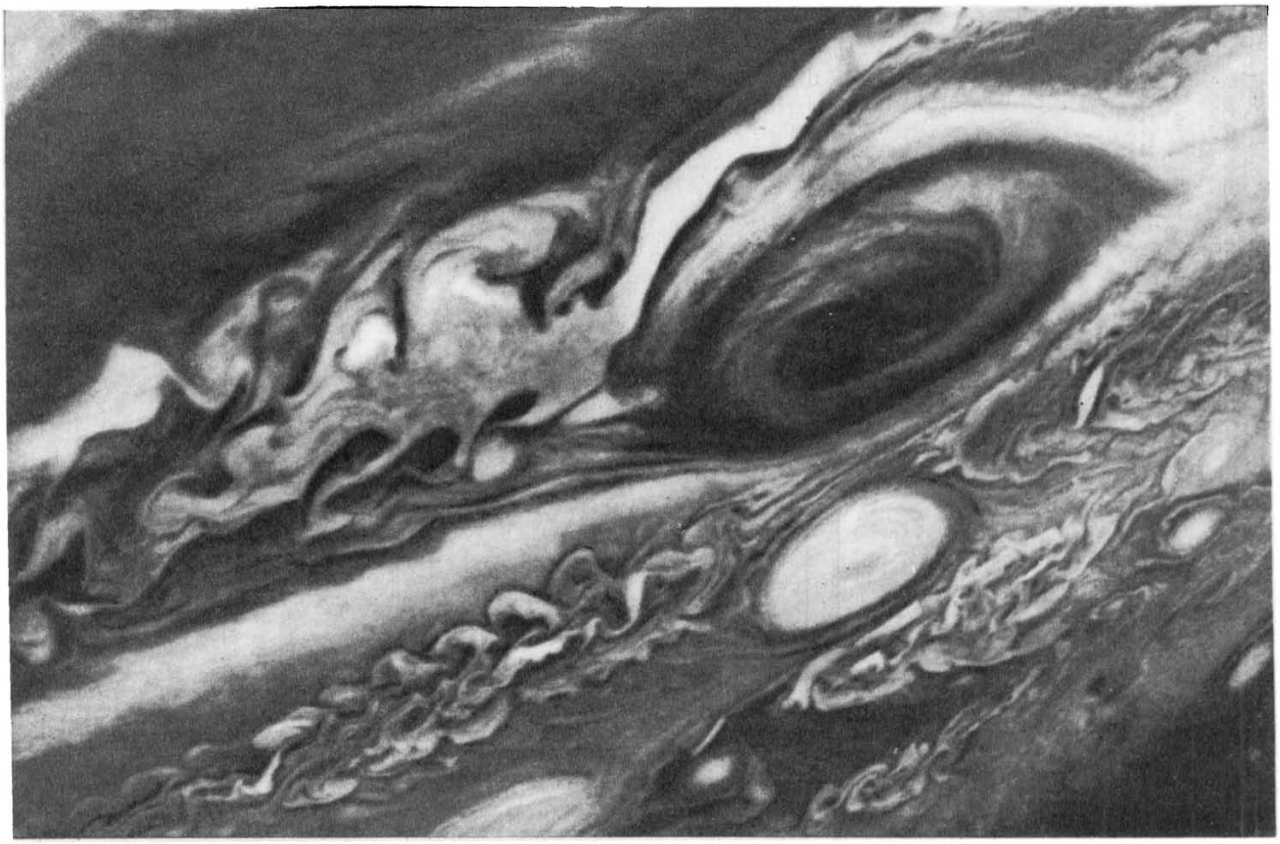
5



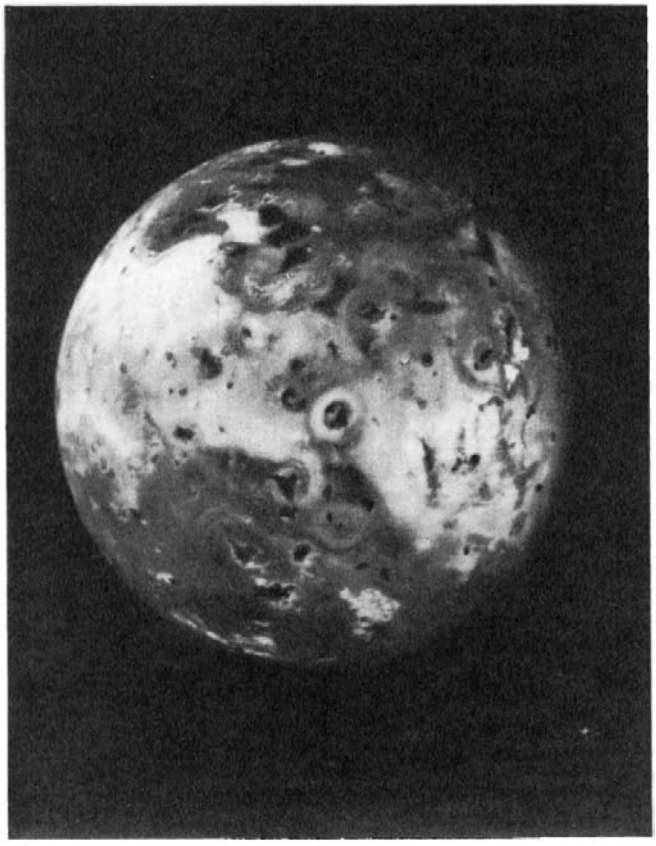
6

7

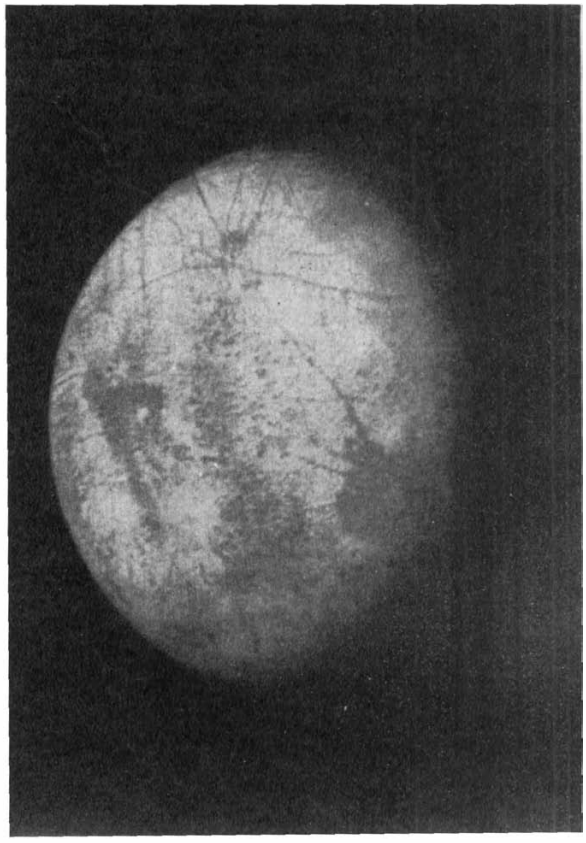
К ст. Венера, Марс, Меркурий: 1, 2 — панорамы участков Венеры, переданные телевизионными системами спускаемых аппаратов КА «Венера-9», «Венера-10» (соответственно); **3** — участок поверхности Марса (сегмент вала кратера Хейл), полученный с расстояния 1800 км длиннофокусной камерой КА «Марс-5» (сторона кадра ок. 80 км); **4** — участок поверхности Марса (в области Тавмасия — Босфор), полученный с расстояния 2300 км через красный светофильтр широкоугольной камерой КА «Марс-5» (сторона кадра ок. 1000 км); **5** — дюны на дне кратера (поперечник ок. 150 км) на Марсе, сфотографированные длиннофокусной камерой КА «Маринер-9»; **6** — спутник Марса Фобос, сфотографированный с расстояния 5710 км КА «Маринер-9»; **7** — участок поверхности Меркурия (30 км×70 км), полученный с расстояния 20 700 км КА «Маринер-10» (диаметр свежего кратера близ центра снимка 12 км).



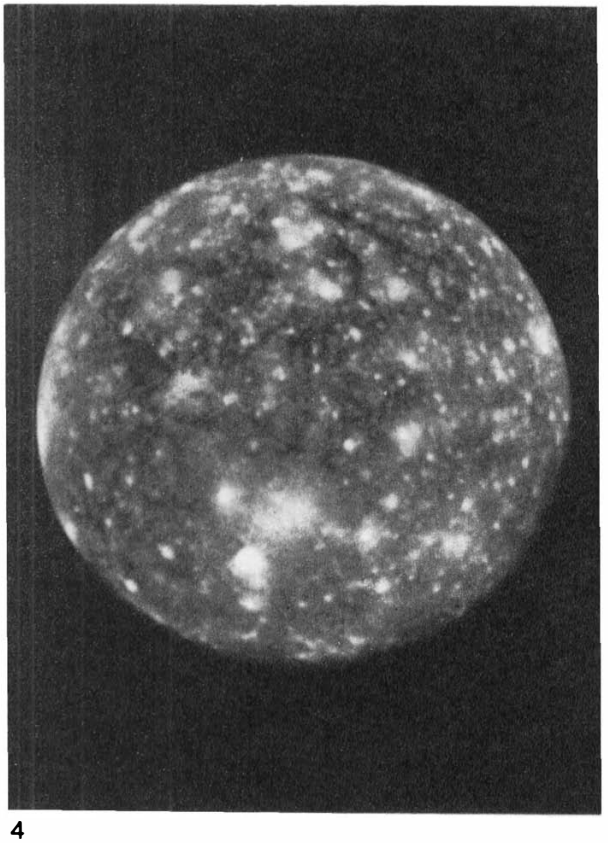
1



2



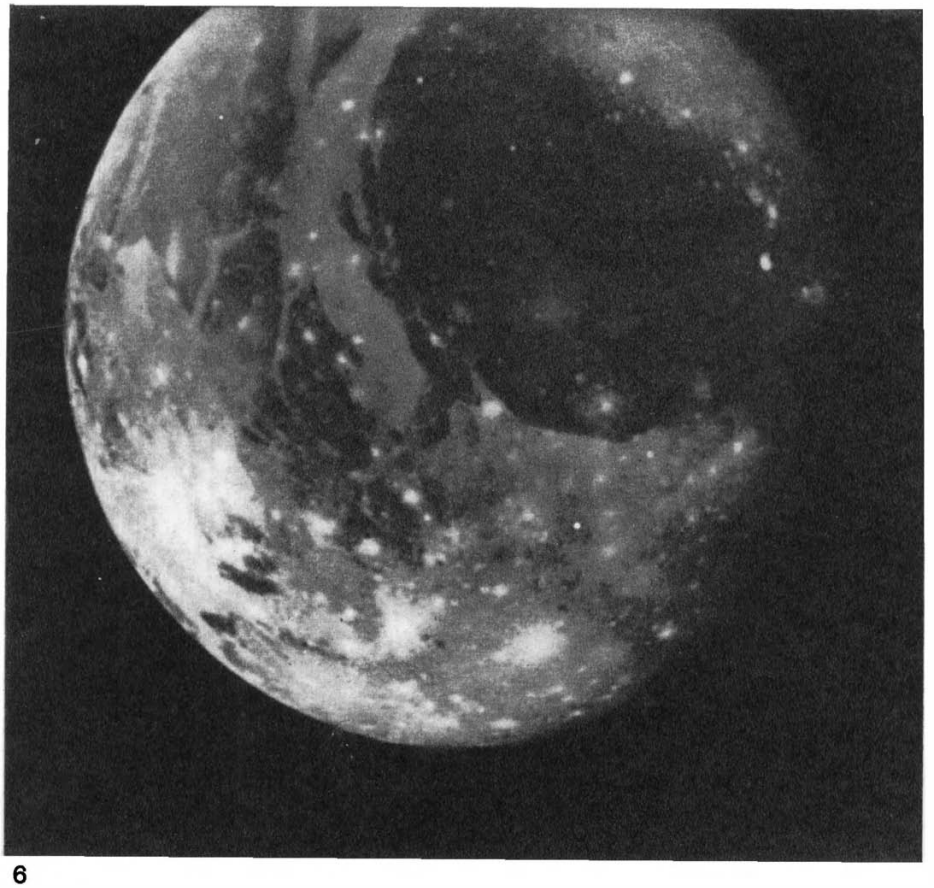
3



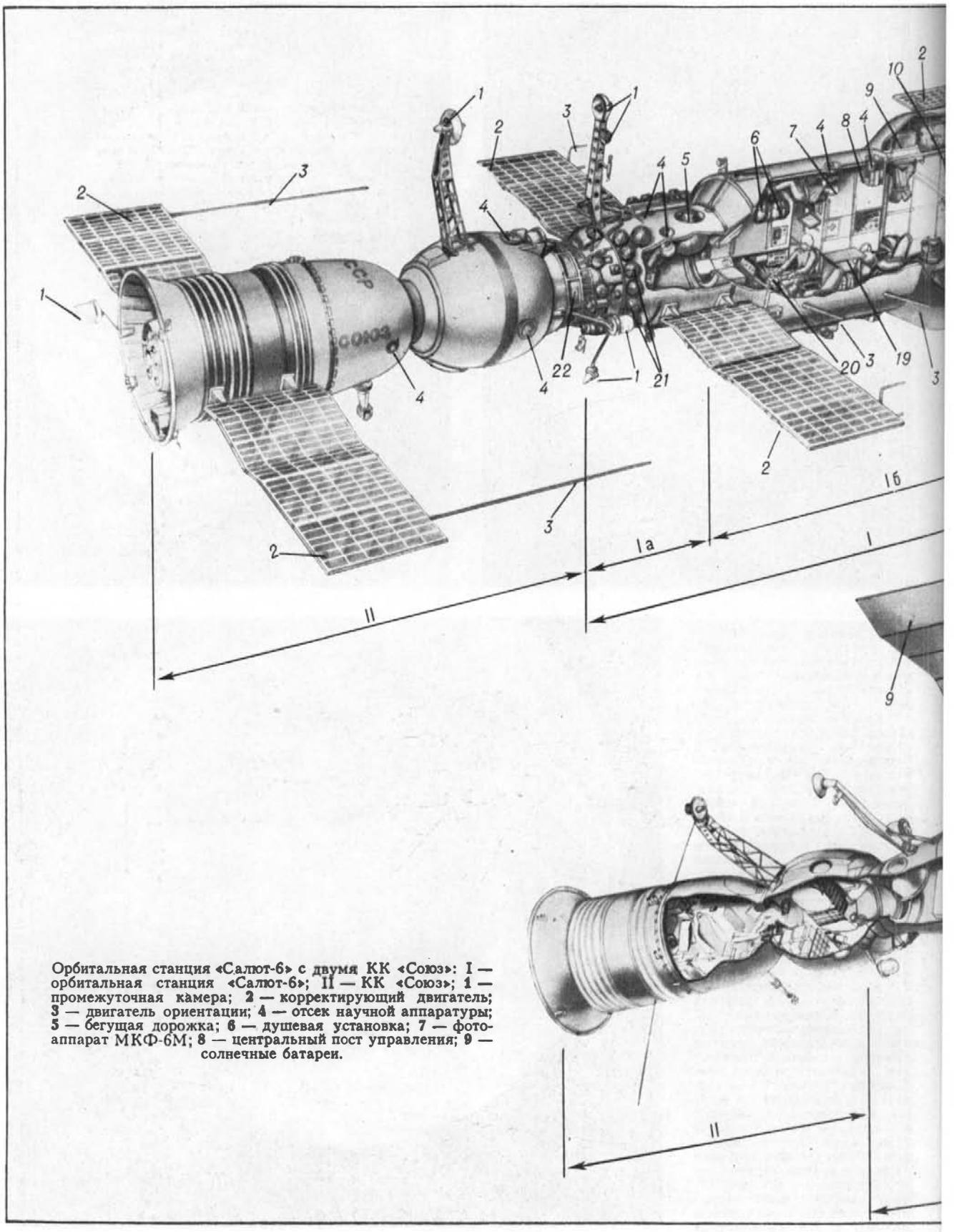
4

5

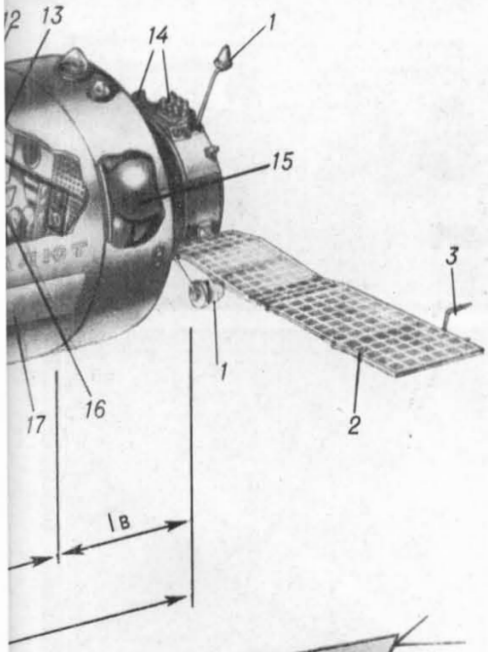
К ст. Юпитер: **1** — структура циркуляции на Юпитере в области Большого красного пятна (снимок получен с КА «Вояджер-2» с расстояния 5 млн. км, разрешение ок. 100 км); **2** — спутник Юпитера Ио со следами активной вулканической деятельности в современную эпоху (снимок получен с КА «Вояджер-1» с расстояния 862,2 тыс. км, разрешение ок. 15 км); **3** — спутник Юпитера Европа с очень выраженной ледяной поверхностью, на которой видны многочисленные трещины (снимок получен с КА «Вояджер-2» с расстояния 1,2 млн. км); **4** — спутник Юпитера Каллисто, обладающий наиболее древней ледяной корой и сильно кратерированной поверхностью (снимок получен с КА «Вояджер-2» с расстояния 2,3 млн. км, разрешение ок. 30 км); **5** — самый большой спутник Юпитера Ганимед, на поверхности которого видны многочисленные ударные кратеры и следы тектонических процессов в ледяной коре (снимок получен с КА «Вояджер-1» с расстояния 2,6 млн. км, разрешение ок. 50 км); **6** — крупнейшая котловина на поверхности Ганимеда диаметром 3200 км (тёмная круговая область в правом верхнем углу), представляющая собой наиболее древнюю часть поверхности этого спутника (снимок получен с КА «Вояджер-2» с расстояния 1,2 млн. км).



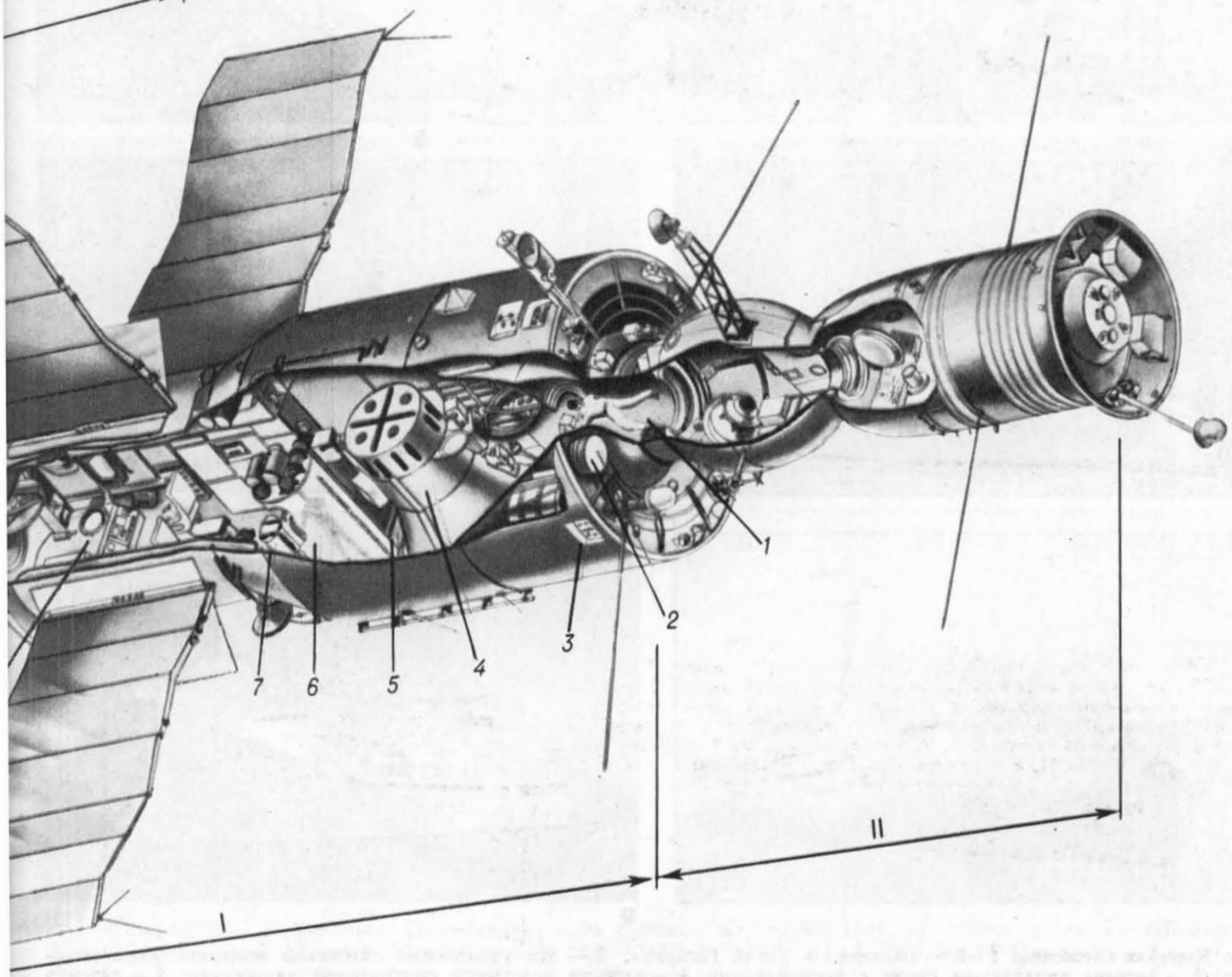
6

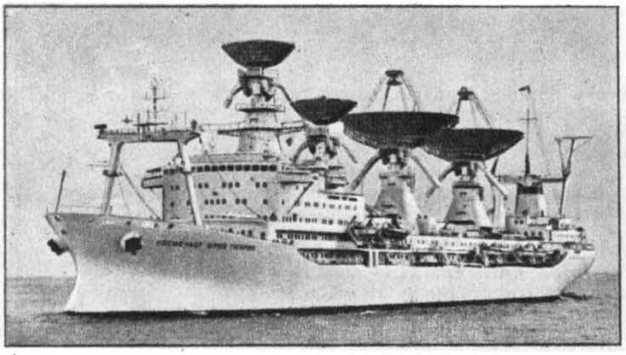


Орбитальная станция «Салют-6» с двумя КК «Союз»: I — орбитальная станция «Салют-6»; II — КК «Союз»; 1 — промежуточная камера; 2 — корректирующий двигатель; 3 — двигатель ориентации; 4 — отсек научной аппаратуры; 5 — бегущая дорожка; 6 — душевая установка; 7 — фотоаппарат МКФ-6М; 8 — центральный пост управления; 9 — солнечные батареи.



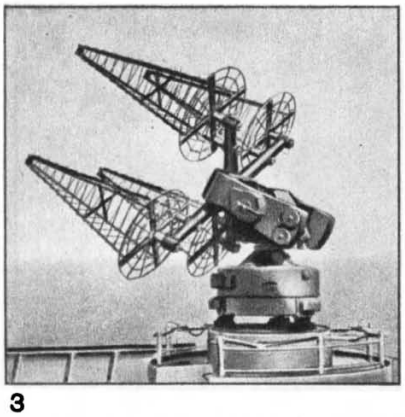
К ст. «Салют». Орбитальная станция «Салют» с КК «Союз»: I — орбитальная станция «Салют» (I а — переходный отсек; Iб — рабочий отсек; Iв — агрегатный отсек); II — КК «Союз»; **1** — антенны радиотехнической системы сближения; **2** — панели солнечных батарей; **3** — антенны радиотелеметрических систем; **4** — иллюминаторы; **5** — звёздный телескоп «Орион»; **6** — установка для регенерации воздуха; **7** — кинокамера; **8** — фотоаппарат; **9** — аппаратура для биологических исследований; **10** — холодильник для продуктов питания; **11** — спальное место; **12** — баки системы водообеспечения; **13** — сборники отходов; **14** — двигатели системы ориентации; **15** — топливные баки; **16** — санитарно-гигиенический узел; **17** — датчик регистрации микрометеоритов; **18** — бегущая дорожка; **19** — рабочий стол; **20** — центральный пост управления; **21** — баллоны системы наддува; **22** — стыковочный агрегат.



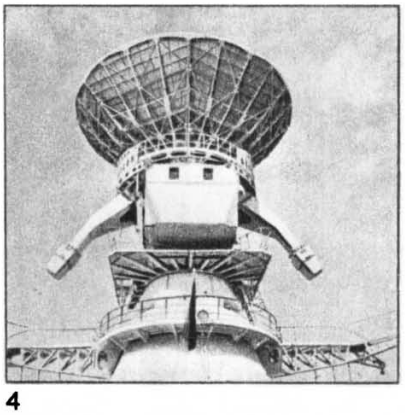


1

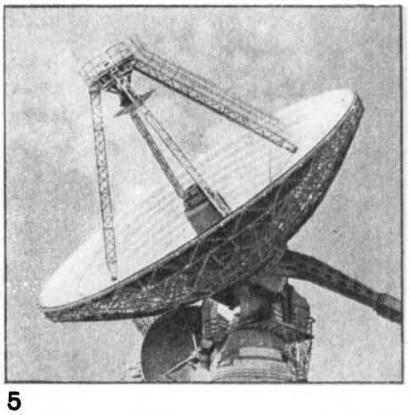
2



3



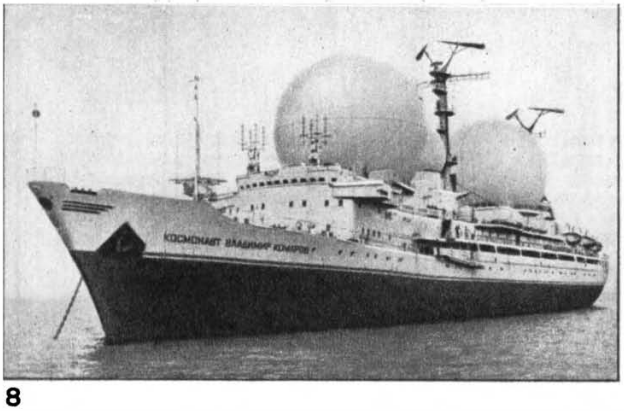
4



5

6

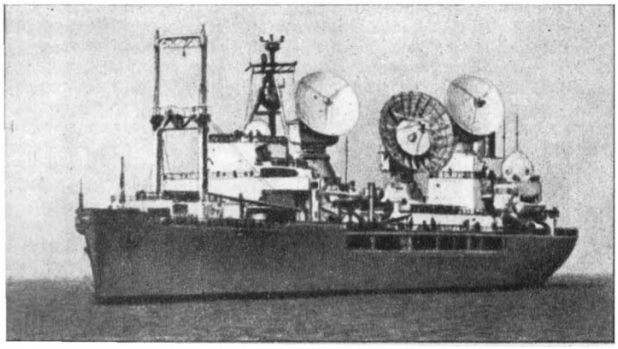
7



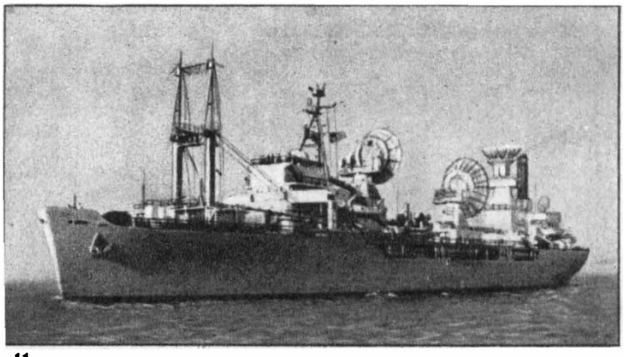
8

9

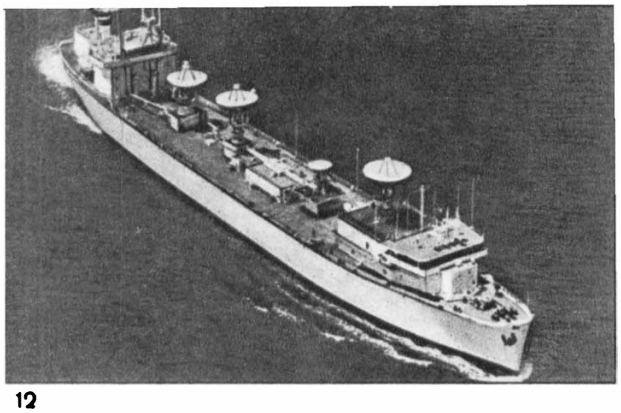
К ст. Корабли слежения: 1—5 — «Космонавт Юрий Гагарин»; 2 — зал управления антеннами измерительного комплекса; 3 — антенна аппаратуры связи с космонавтами; 4 — антенна комплекса спутниковой радиосвязи; 5 — антенна измерительного комплекса; 6 — «Академик Сергей Королев»; 7 — «Космонавт Владислав Волков»; 8 — «Космонавт Владимир Комаров»; 9 — «Космонавт Виктор Пацаев» (СССР);



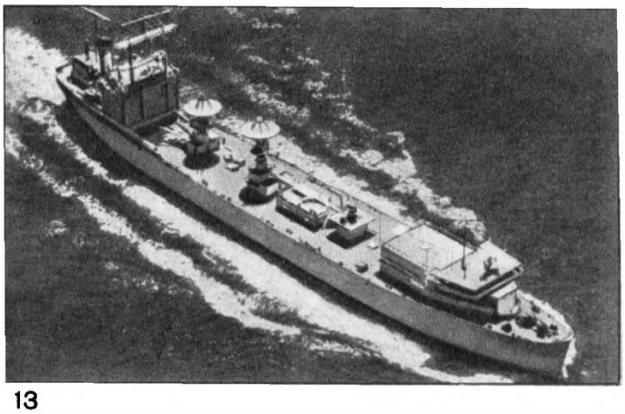
10



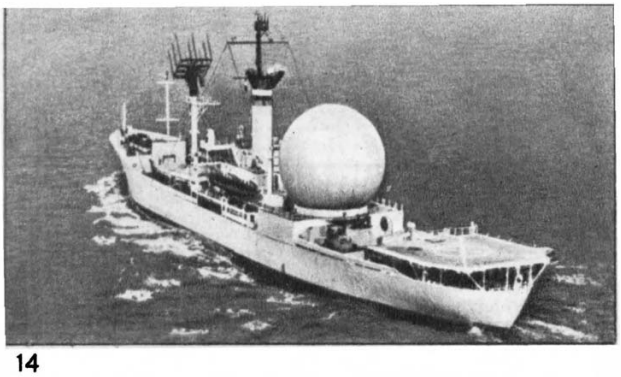
11



12



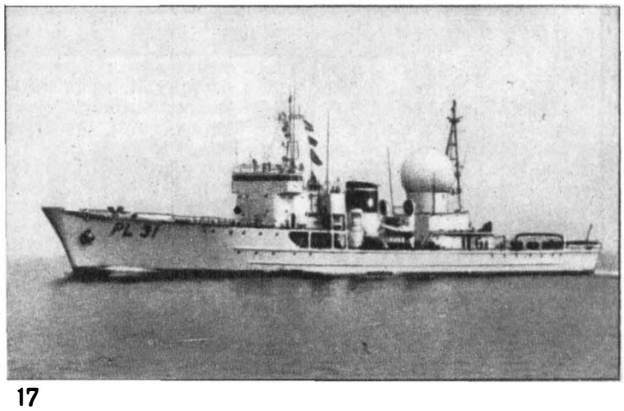
13



14

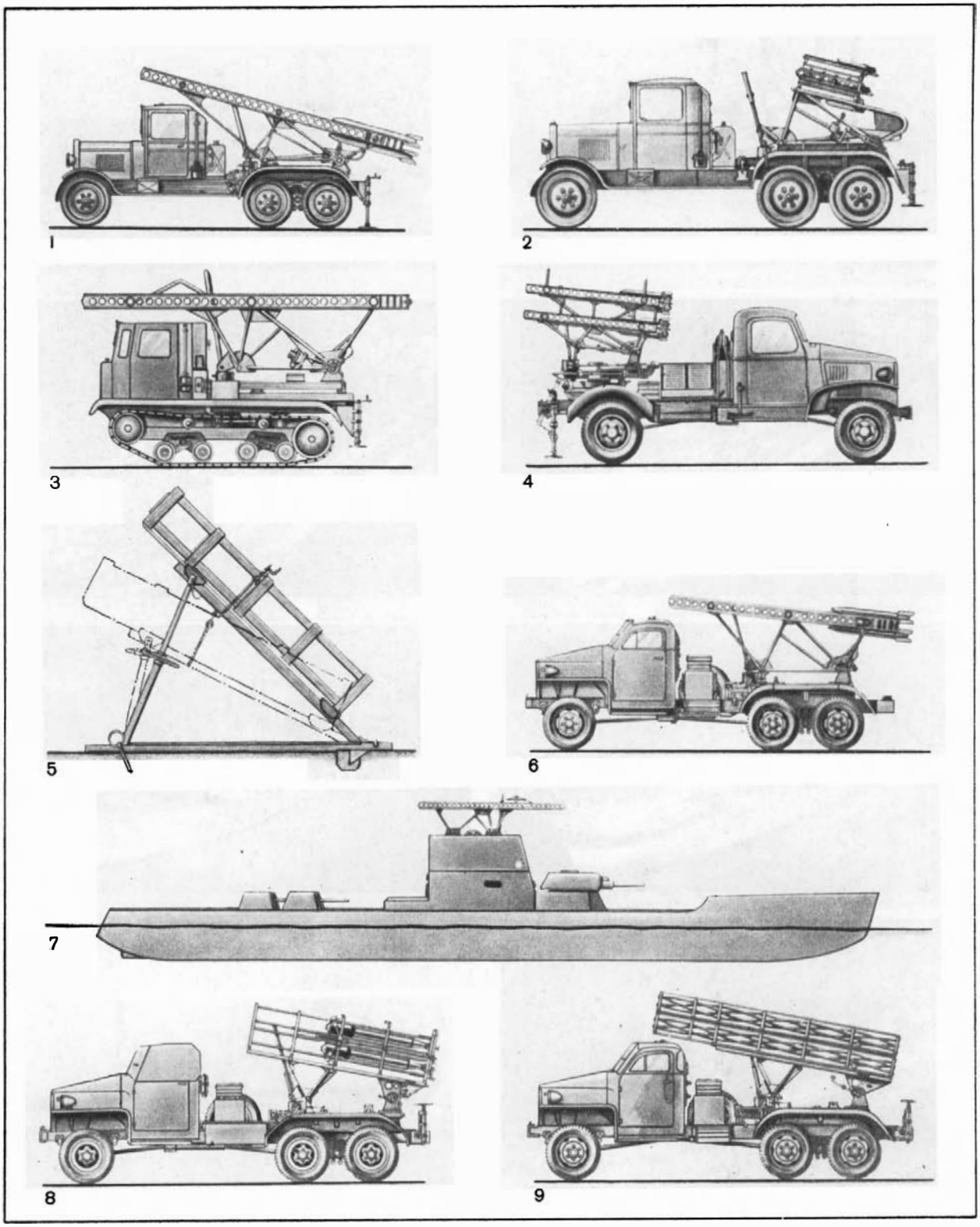
15

16



17

10 — «Генерал Х. С. Ванденберг»; 11 — «Генерал Г. Х. Арнолд»; 12 — «Авангард»; 13 — «Редстоун»; 14 — «Кингспорт»; 15 — «Рейндж трэкер»; 16 — «Меркурий» (США); 17 — PL-31 (Япония).



К ст. «Катюша»: 1 — БМ-13 на шасси автомобиля ЗИС-6; **2** — БМ-8-36 на шасси автомобиля ЗИС-6; **3** — БМ-13 на гусеничном тракторе СТЗ-5; **4** — БМ-8-48 на шасси автомобиля «Форд-Марман»; **5** — М-30; **6** — БМ-13Н на шасси автомобиля «Студебекер»; **7** — М-13-М на речном бронекатере; **8** — БМ-31-12 на шасси автомобиля «Студебекер»; **9** — БМ-13СН на шасси автомобиля «Студебекер».

уравнения движения Ньютона. С анализом движения пробных частиц (частиц с нулевой массой покоя, напр. фотонов) в эйнштейновском поле тяготения со сферич. и аксиальной симметрией связаны осн. экспериментально проверяемые следствия ОТО и наиболее обещающие возможности её проверки, в особенности в связи с перспективой использования ИСЗ, а также новыми радиолокац. и лазерными наблюдениями.

Решение уравнений поля для статич. сферически симметричного случая приводит к таким экспериментально проверяемым следствиям ОТО:

1) эффекту гравитац. смещения спектральных линий. Согласно ОТО, относит. изменение частоты $\Delta\nu$ света, испускаемого источником из точки с потенциалом φ_1 и принимаемого в точке наблюдения с потенциалом φ_2, будет $\Delta\nu/\nu = (\varphi_1 - \varphi_2)/c^2$; если $\varphi_1 > \varphi_2$, то имеет место «красное смещение», c — скорость света в вакууме;

2) отклонению луча света в гравитац. поле Солнца. Луч света, проходящий вблизи Солнца, искривляется т. о., что его траектория представляет собой кривую, обращённую вогнутостью к центру Солнца; угол между двумя ассимптотами этой кривой отличается от π на величину

$$\theta = \frac{4GM_s}{c^2R} = 1{,}75\frac{R_s}{R}$$

(угловых секунд), где M_s и R_s — соответственно масса и радиус Солнца, R — прицельное расстояние (расстояние, на к-ром прошёл бы луч света от центра Солнца, если бы он не отклонялся), G — *гравитационная постоянная*;

3) прецессии гироскопа, движущегося по орбите. Гироскоп, участвуя во вращении вокруг статич. сферически симметричного центра, должен менять свою ориентацию; изменение вектора $\Delta\Omega_1$ угловой скорости гироскопа за один оборот вокруг центрального тела равно

$$\Delta\Omega_1 = -3\frac{GM\pi}{c^2Ta(1-e^2)}\mathbf{k},$$

где M — масса центрального тела, T — период обращения гироскопа по орбите, a и e — соответственно большая полуось и эксцентриситет орбиты, $\mathbf{k}$ — единичный вектор нормали к плоскости орбиты; знак минус соответствует повороту в направлении движения гироскопа по орбите;

4) вековому эффекту в долготе перицентра планет и ИС. Согласно ОТО в долготе перицентра тел, вращающихся в поле сферически симметричного тела, имеет место вековой эффект, составляющий за один оборот

$$\Delta\pi_1 = \frac{6\pi GM}{c^2a(1-e^2)};$$

5) запаздыванию радиоэха при радиолокации планет (этот эффект вытекает из 2-го следствия). Получаемое в ОТО время прохождения радиосигнала от Земли до планеты и в обратном направлении при условии, что Земля и планета находятся по разные стороны от Солнца, отличается от соответствующего промежутка времени в евклидовом пространстве на величину

$$\Delta t = \frac{4GM_s}{c^3}\ln\frac{r_e + r_p + R}{r_e + r_p - R},$$

где r_e и r_p — расстояния от Солнца соответственно до Земли и до планеты, R — расстояние от Земли до планеты.

Действие поля тяготения сферически симметричного равномерно вращающегося тела приводит ещё к двум осн. экспериментально проверяемым следствиям;

6) прецессии оси гироскопа. В поле вращающегося тела инерциальная система отсчёта вовлекается во вращение; в частности гироскоп, находящийся на поверхности Земли, меняет свою ориентацию относительно сферы неподвижных звёзд за сутки на величину

$$\Delta\Omega_2 = \frac{GI_e}{c^2a^3(1-e^2)^{3/2}}[3\mathbf{k}(\boldsymbol{\omega}, \mathbf{k}) - \boldsymbol{\omega}],$$

где $\boldsymbol{\omega}$ и I_e — соответственно вектор угловой скорости и момент инерции Земли (для однородной сферической Земли $I_e = {}^1/_5M_eR_e^2$); знак минус соответствует повороту в направлении собственного вращения Земли;

7) двум вековым эффектам в *элементах орбиты* ИС. Орбита ИС, движущегося в поле вращающегося сферически симметричного тела, будет эволюционировать, причём за один оборот вековой эффект в долготе перигея

$$\Delta\pi_2 = \frac{GI}{c^2}\,\frac{4\omega T}{a^3(1-e^2)^{3/2}}(1 - 3\cos i),$$

где i — наклон орбиты (за осн. плоскость выбрана плоскость экватора центрального тела), а в долготе восходящего узла

$$\Delta\Omega_0 = \frac{GI}{c^2}\,\frac{4\omega T}{a^3(1-e^2)^{3/2}}.$$

Релятивистские эффекты 1—7 в разной степени существенны для проверки ОТО, т. к. вычисляются с разной степенью точности по малому параметру φ/c^2 (φ — гравитац. потенциал). Решающими для проверки ОТО являются эффекты, связанные с движением тел (планет, ИС, гироскопов), ибо они представляют собой эффекты второго порядка относительно φ/c^2, в то время как, напр., эффект гравитац. смещения спектральных линий является следствием лишь закона сохранения энергии и равенства инертной и гравитац. масс и имеет место в любой теории тяготения, опирающейся на эти принципы.

Из эффектов, связанных с изучением релятивистской *задачи двух тел*, наибольший практич. интерес в наст. время представляют релятивистские эффекты (вековые и периодические) в движении Луны. В частности, согласно ОТО, смещения перигея и узла Луны за 100 лет будут $\Delta\pi = 1{,}83''$ и $\Delta\Omega = 1{,}90''$.

Поскольку ОТО существенно отличается от ньютоновской теории в области сильных гравитац. полей, то наиболее значит. релятивистские эффекты проявляются в *космологии*, представляющей собой обширную область применения ОТО. *А. М. Финкельштейн.*

ОБЩЕСТВА РАКЕ́ТНОЙ ТЕ́ХНИКИ И КОСМОНА́ВТИКИ ФРГ — 1) Немецкое общество по авиации и космонавтике (Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt). Создано в 1967. Об-во — чл. МАФ. Выпускает науч. публикации, проводит сессии специалистов и лекции в ин-тах и ун-тах, вручает за заслуги в развитии космонавтики медаль Э. *Зенгера, Оберта медаль.* 2) Рабочее содружество по ракетной технике (Arbeitsgemeinschaft für Raketentechnik). Осн. в 1952 в Бремене. В 1955 переименовано в Немецкое ракетное об-во, а в 1963 — в Об-во Германа Оберта (Hermann-Oberth-Gesellschaft). Об-во занимается проблемами космич. полётов; издаёт журнал «Астронавтика» (Astronautik).

ОБЩЕ́СТВО ИЗУЧЕ́НИЯ МЕЖПЛАНЕ́ТНЫХ СООБЩЕ́НИЙ — образовано в мае 1924 в Москве из секции межпланетных сообщений при Военно-научном обществе Академии Воздушного Флота им. Н. Е. Жуковского. Президиум общества: Г. М. Крамаров (председатель), М. Г. Лейтейзен (секретарь), В. П. Каперский, М. А. Резунов, М. Г. Серебренников, Ф. А. *Цандер* и В. И. Чернов. Об-во имело устав, объединяло ок. 200 членов. В его работе принимали участие К. Э. *Циолковский*, В. П. *Ветчинкин* и др. Об-во сплотило вокруг проблем космонавтики усилия талантливых инженеров, конструкторов и способствовало популяризации идей ракетостроения и межпланетных сообщений. Просуществовало ок. 1 года.

ОБЩЕ́СТВО ПО ИССЛЕ́ДОВАНИЮ КО́СМОСА И КОСМИ́ЧЕСКИМ ПОЛЁТАМ ГДР (Gesellschaft für Weltraumforschung und Raumfahrt der DDR) — общественная организация, содействующая исследованию и освоению космоса. Об-во создано в 1979 в Берлине на основе существовавшего с 1960 Астронавтического общества ГДР (Astronautische Gesellschaft der DDR). Деятельностью об-ва руководит АН ГДР, об-во — чл. МАФ. При содействии об-ва выпускается ежемесячный журнал «Астрономия и космические полёты» (Astronomie und Raumfahrt). Почётным чл. президиума об-ва избран космонавт ГДР З. *Йен.*

ОБЩЕ́СТВО ПО ИССЛЕ́ДОВАНИЯМ И РАЗРАБО́ТКЕ БАЛЛИСТИ́ЧЕСКИХ РАКЕ́Т (Société pour l'étude et la réalisation d'engins balistiques — SEREB) — французская организация по разработке баллистических ракет и РН (основана в 1959). В 1970 вошла в объединение «Аэроспасьяль».

О́ВЕРМАЙЕР (Overmyer) Роберт (р. 1936), космонавт США, полковник мор. пехоты. Окончил колледж Болдуин-Уоллес, получив степень бакалавра наук по физике (1958), аспирантуру при воен. мор. школе, получив степень магистра наук по аэронавтике (1964), школу по подготовке пилотов для аэрокосмич. исследований (1965). С 1969 в группе космонавтов НАСА. Был чл. экипажа поддержки по программе *ЭПАС*. 11—16 нояб. 1982 совм. с В. *Брандом*, Дж. *Алленом* и У. *Ленуаром* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Колумбия») в качестве второго пилота. Полёт продолжался 5 сут 2 ч 14 мин 25 с. Портрет на стр. 271.

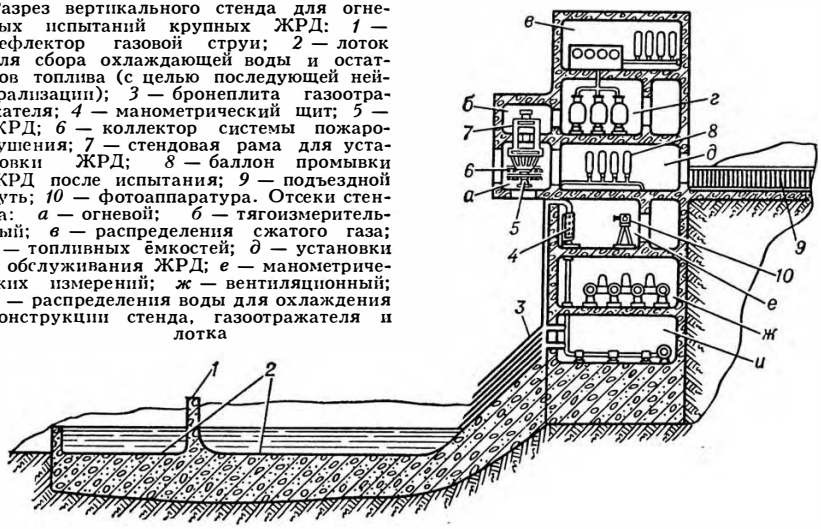
ОГНЕВЫ́Е ИСПЫТА́НИЯ ракетного двигателя — стендовые испытания ХРД со сжиганием в нём топлива (тяга, развиваемая РД, воспринимается конструкцией испытат. стенда).

О. и. являются важной частью программы разработки РД, предшествующей его лётно-конструкторским испытаниям. При создании РДТТ проведение О. и. преследует по существу цель подтверждения работоспособности и расчётных характеристик выбранной конструкции. Для ЖРД эта цель ставится лишь на конечном этапе О. и. экспериментальных образцов двигателей. На начальном этапе О. и. ставится лишь задача обеспечения надёжного запуска ЖРД на установившийся режим работы (к-рый может быть ниже номинального) и продолжительность О. и. исчисляется немно-

гими секундами. Постепенно программа О. и. усложняется. При О. и. выбирается окончат. конструкция и технология изготовления отд. систем, агрегатов, узлов и деталей ЖРД, устанавливается временной порядок срабатывания рабочих элементов при запуске и выключении, приобретается опыт эксплуатации ЖРД и т. д. (определённые коррективы могут вноситься по результатам лётно-конструкторских испытаний).

Часто между циклом автономной отработки ЖРД и лётно-конструкторскими испытаниями проводится небольшое число О. и. в составе отд. блоков КА (ступеней РН); при этом проверяется взаимодействие элементов ДУ в условиях, по возможности близких к реальному полёту. Цикл работ, связанных с О. и., напр., ракетной ступени (начиная от подготовки к О. и.), занимает неск. месяцев. Доводочные О. и. могут проводиться и после начала серийного произ-ва ЖРД с целью более полного исследования рабочих процессов и усовершенствования первонач. образца ЖРД. В практике серийного произ-ва принято проводить также приёмочные О. и. изготавливаемых ЖРД для проверки их на соответствие технич. условиям. Продолжительность этих О. и., наз. контрольно-технологическими, составляет от неск. десятков до сотен с.

Разрез вертикального стенда для огневых испытаний крупных ЖРД: *1* — дефлектор газовой струи; *2* — лоток для сбора охлаждающей воды и остатков топлива (с целью последующей нейтрализации); *3* — бронеплита газоотражателя; *4* — манометрический щит; *5* — ЖРД; *6* — коллектор системы пожаротушения; *7* — стендовая рама для установки ЖРД; *8* — баллон промывки ЖРД после испытания; *9* — подъездной путь; *10* — фотоаппаратура. Отсеки стенда: *а* — огневой; *б* — тягоизмерительный; *в* — распределения сжатого газа; *г* — топливных ёмкостей; *д* — установки и обслуживания ЖРД; *е* — манометрических измерений; *ж* — вентиляционный; *и* — распределения воды для охлаждения конструкции стенда, газоотражателя и лотка

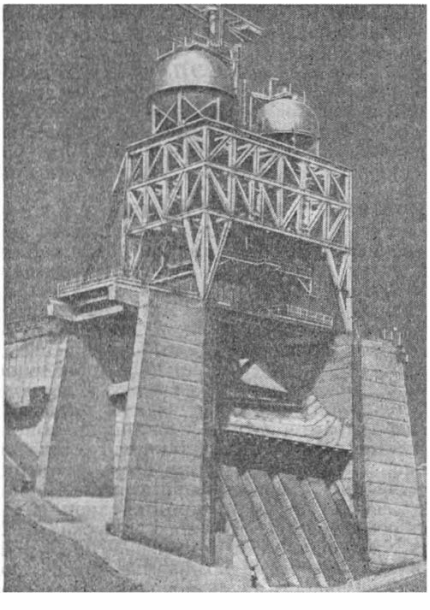


В отличие от лётно-конструкторских испытаний, проведение О. и. не связано с жёсткими ограничениями по массе и габаритам датчиков и регистрирующей аппаратуры, по пропускной способности каналов связи, причём аппаратура работает в более благоприятных условиях. Поэтому измерения при О. и. могут проводиться более точно и в большем объёме. Возможны непосредств. измерения тяги и др. параметров, к-рые при лётно-конструкторских испытаниях определяются косвенно. На испытываемом объекте и в стендовых системах устанавливается в совокупности до 1000 и более датчиков, измеряющих медленно- и быстроменяющиеся параметры. Регистрируются также параметры электрич. цепей, прохождение команд от стендовой системы управления, моменты срабатывания элементов автоматики РД и стенда, рулевых приводов и т. д. При О. и. всё шире используется спец. ЭВМ для управления испытаниями и обеспечения контроля стендового оборудования. ЭВМ производит быстрый опрос большого числа контрольных точек, анализируя полученные данные, автоматически локализует дефекты и при необходимости выключает двигатель. Данные от ЭВМ поступают в систему регистрации, к-рая выдаёт оперативную информацию о ходе О. и. в виде графиков, карт, диаграмм и цифровых данных с привязкой по времени.

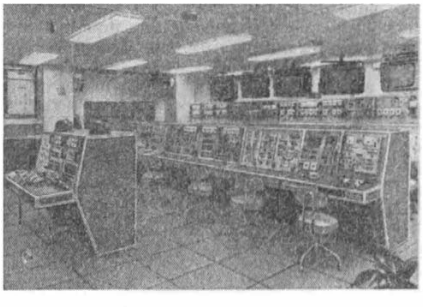
Для О. и. РД созданы спец. стенды. В соответствии с расположением испытываемого объекта различают вертик., наклонные и горизонтальные стенды. Стенды для испытаний РДТТ сравнительно просты по устройству. Крупные РДТТ испытываются обычно в горизонтальном положении на открытых площадках или будучи установленными соплами вверх в заглублённых вертик. стендах; продукты сгорания выбрасываются в атмосферу. Крупные ЖРД испытываются на вертик. и наклонных стендах. Эти стенды представляют собой сложные инж. сооружения, оборудованные подъёмно-транспортными и газоотводящими устройствами, а также системами подачи топлива, термостатирования топлива и конструкции ЖРД, нейтрализации компонентов топлива и продуктов сгорания, охлаждения стенда и пожаротушения, контрольно-измерит. средствами и т. д. Стенды оборудуются часто системами светомаскировки и шумоглушения. Расходные магистрали стендов проектируются так, чтобы изменение параметров поступающего в ЖРД топлива на переходных режимах работы в точности соответствовало гидродинамич. процессам, происходящим в натурной ДУ. При О. и. нередки разрушения двигателей, сопровождающиеся прогарами агрегатов, пожарами и взрывами, что связано с недостаточной изученностью рабочих процессов и конструктивной сложностью многих ЖРД наряду с уникальностью разрабатываемых двигателей и стремлением разработчиков к созданию всё более совершенных конструкций. Поэтому по соображениям безопасности пульты управления при крупных стендах располагаются на нек-ром удалении от испытываемого объекта во взрывозащищающих сооружениях. Оператор контролирует ход О. и. по показаниям автоматич. аппаратуры и при помощи телеустановок.

Наряду со стендами, предназначенными для общей отработки и проверки РД, существуют стенды для специфич. исследований, напр. работы РД в высотных условиях (достигается созданием пониженного атм. давления в районе реактивного сопла). В обычных стендах эти условия создаются при помощи сверхзвуковых диффузоров (эжекторов). В том случае, когда их активной средой является реактивная струя РД, давление окружающей среды может быть снижено до значения, соответствующего высоте 20—25 км. Применение дополнит. эжекторных установок с вспомогат. источником активной среды (напр., водяного пара) позволяет имитировать высоту прибл. до 50 км. Для имитации бо́льших высот необходимо вводить вакуумные диффузионные насосы, криогенные конденсац. экраны и т. д. (см. *Барокамера*). Напр., крупнейший из стендов в Арнолдском центре технич. разработок (Arnold Engineering Development Center, США) позволяет испытывать ЖРД тягой до 2,2 МН с имитацией высоты в 30 км. Стенд заключен в вертик. бетонную трубу диам. 30 м, заглублённую на 75 м. Испытываемые ЖРД размещаются над поверхностью зем-

Открытый стенд в пустыне Мохаве (США) для огневых испытаний ЖРД Ф-1 (внизу, у газоотражателя, стоит человек)



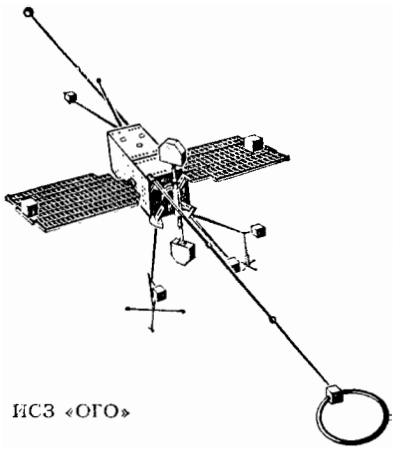
Пульт управления стендом для испытаний 1-й ступени РН «Ариан» (Вернон, Франция)



ли в камере диам. св. 14 м и выс. до 24 м. Отработ. газы ЖРД поступают в отводящую трубу, снабжённую эжектирующим устройством, и после пламеотражателя поднимаются вверх. При этом они охлаждаются впрыскиваемой водой и затем отсасываются компрессорами. Другой высотный стенд Арнолдского центра, имеющий вид горизонтальной камеры диам. 5,5 м и дл. 9,1 м, позволяет исследовать запуск РД тягой ~ 100 кН в условиях, имитирующих высоту 100 км; для микродвигателей имитируется высота св. 240 км. Этот стенд оборудован механич. и масляными диффузионными насосами, а также криогенными азотными и гелиевыми конденсац. экранами. Одна из барокамер того же центра, предназначенная для комплексных испытаний крупных КА в условиях длит. полёта, позволяет исследовать запуск РД реактивных систем управления на высоте ~ 600 км. См. также *Доводка жидкостного ракетного двигателя*.

В. И. Прищепа.

«ОГО» (англ. OGO, сокр. от Orbiting Geophysical Observatory — орбитальная геофизическая обсерватория) — наименование серии американских ИСЗ для астрофизических и геофизических исследований. Масса 487—632 кг. Корпус — прямоугольный параллелепипед (1,8 × 0,9× × 0,9 м). Во время движения по орбите одна из граней корпуса постоянно обращена к Земле. На ней размещены приборы, к-рые должны быть направлены на Землю, на противоположной грани — направленные от Земли. К корпусу крепятся две поворотные панели СБ (размах 5,97 м). На панелях установлены приборы, к-рые должны быть направлены на Солнце. Ряд приборов вынесен на стержнях дл. 6,7 и 1,2 м, причём одни приборы постоянно обращены по направлению полёта ИСЗ, а другие — в противоположную сторону. Электропитание от СБ (560 Вт). Трёхосная система ориентации (ошибка относительно местной вертикали 2°, относительно Солнца 5°) использует солнечные датчики, ИК датчики земного горизонта и



ИСЗ «ОГО»

гироскопы, в качестве исполнит. органов — 3 маховика и микродвигатели, работающие на аргоне (вынесены на стержнях). 3 телеметрич. передатчика работают на частоте 400 МГц (мощность соответственно 4; 4; 0,5 Вт), 2 командных приёмника — на частоте 120 МГц, 3 передатчика системы траекторных измерений — на частоте 136 МГц (мощность соответственно 10; 1; 1 Вт). Используются остронаправл. (коэф. усиления 12 дБ) и две ненаправл. антенны, вынесенные на стержнях. Пропускная способность бортовой телеметрич. системы при передаче в реальном масштабе времени до 64 кбит/с, при передаче с записи — до 128 кбит/с. Ёмкость бортового запоминающего устройства 86 Мбит. Науч. приборы на ИСЗ «ОГО» предназначены для регистрации космич. излучения солнечного и галактич. происхождения, галактич. радиоизлучения (2,0—2,5 МГц), излучения Лайман-альфа, поиска источников гамма-излучения, регистрации рентгеновского, УФ и радиоизлучения Солнца, солнечной плазмы, заряж. и нейтральных частиц, исследования магнитного поля Земли, полярных сияний, электронной концентрации и темп-ры ионосферы, плотности атмосферы, зодиакального света, естеств. шумов низкой частоты (0,2—100 и 0,5—18 кГц) и др. ИСЗ выводились РН «Атлас-Аджена» и «Торад-Аджена» на орбиты с большим эксцентриситетом и низким наклонением или на орбиты с малым эксцентриситетом и высоким наклонением. Сведения о запусках ИСЗ «ОГО» см. в приложении III.

ОГРАНИ́ЧЕННАЯ КРУГОВА́Я ЗАДА́ЧА ТРЁХ ТЕЛ — задача о движении частицы пренебрежимо малой массы под действием притяжения 2 материальных точек, описывающих круговые орбиты вокруг их общего центра масс. Такого рода задача встречается, напр., при изучении движения малой планеты или кометы под влиянием притяжения Солнца и Юпитера, считая в первом приближении орбиту Юпитера круговой. Задача имеет также непосредств. отношение к исследованию движения КА в системе Земля — Луна. До сих пор не получено строгого решения О. к. з. т. т., пригодного для вычисления координат движущегося тела, однако в небесной механике разработаны приближ. методы, позволяющие во многих случаях находить достаточно точное решение этой задачи.

ОДЕ́ЖДА КОСМОНА́ВТА — часть индивидуального снаряжения для обеспечения космонавту необходимых жизненных условий во время пребывания в кабине обитаемого КА. В комплект одежды входят: бельё, полётный костюм (ПК), теплозащитный костюм (ТЗК), шапочка, обувь.

Бельё должно обладать повышенной способностью к поглощению выделений кожи, гигроскопичностью, влагоёмкостью, паро- и воздухопроницаемостью как в сухом, так и в мокром виде. Этим требованиям отвечают материалы из хлопчатобумажных, хлопкольняных и льняных волокон трикотажного переплетения. Бельё космонавта состоит из рубашки и кальсон и весит около 0,5 кг. В комфортных температурных условиях (22—24 °С) космонавт использует бельё в качестве ПК, поэтому ему придают красивый внеш. вид.

ПК обычно изготавливается из чистошерстяного полотна. Предназначается для повседневной носки и состоит из куртки и брюк спортивного покроя или комбинезона. ПК должен защищать космонавта от общего и местного охлаждения, а также от механич. повреждений в кабине и в аварийной обстановке, быть прочным, негорючим, лёгким (1,2—1,3 кг), мягким, не ограничивать движения, легко сниматься и одеваться, не утомлять при длит. ношении, иметь красивый внеш. вид. Срок носки ПК до чистки 15—30 сут.

ТЗК предназначается для защиты от охлаждения при низкой внеш. темп-ре. Изготавливается из чистошерстяного трикотажного полотна толщиной до 5 мм с гладкой наружной и ворсистой (начёс) внутр. поверхностью. Обувь должна быть лёгкой (0,35—0,4 кг), мягкой, удобно надеваться, хорошо впитывать влагу. Изготавливается из кожи с применением ворсовых застёжек, служащих для фиксации на стопе и для увеличения сцепления при передвижении по кабине в состоянии невесомости.

Спальными принадлежностями космонавта являются лёгкие (1,5—2 кг) и занимающие мало места в собранном виде (~ 10 дм³) спальные мешки; изготавливаются из ватина толщиной до 10 мм, имеют съёмный вкладыш, служащий простынёй и пододеяльником. Мешки имеют устройство для фиксации к стенкам кабины во время сна космонавта в состоянии невесомости.

ОДНОКОМПОНЕ́НТНОЕ РАКЕ́ТНОЕ ТО́ПЛИВО — жидкое или твёрдое *унитарное ракетное топливо*, способное разлагаться или рекомбинировать в РД с выделением теплоты и образованием газообразных продуктов реакции. К О. р. т. относятся эндотермич. соединения, содержащие одновременно окислит. и горючие элементы. Применение О. р. т. упрощает топливную систему РД, но обычно связано с уменьшением уд. импульса (т. к. *коэффициент избытка окислительных элементов*, как правило, далёк от оптимального) и увеличением взрывоопасности. К числу жидких О. р. т. относятся *перекись водорода*, *гидразин*, *изопропилнитрат*, *монометилгидразин*, диметилгидразин, *нитрометан*, *этилена окись* и др. Ввиду малого уд. импульса обычно применяются в ЖРД вспомогат. назначения (рулевых, индивидуальных и др.), а также для вспомогат. целей (напр., из него в газогенераторах получают газ для привода ТНА). Для РДТТ используется также одноосновное нитроцеллюлозное О. р. т. К О. р. т. относится *метастабильное ракетное топливо*.

ОДНОО́СНАЯ ОРИЕНТА́ЦИЯ — *ориентация* КА, при к-рой поддерживается определённое угловое положение одной из его осей относительно заданных направлений, а расположение двух других осей произвольно. О. о. оказывается достаточной при решении ряда задач, напр. при *ориентации солнечных батарей*. При полной, или трёхосной, ориентации определённое угловое положение придаётся всем трём осям КА.

ОЗО́Н ЖИ́ДКИЙ O_3 — сжиженная аллотропическая форма кислорода; может служить высокоактивным низкокипящим окислителем. Жидкость фиолетового цвета с резким запахом. Плотность 1353 кг/м³ (при —112 °С), $t_{пл} \approx$ —193 °С, $t_{кип} \approx$ —112 °С. Очень токсичен (*предельно допустимая концентрация* ~ 0,01 мг/м³), вызывает самовоспламенение мн. жидких и твёрдых горючих, нестабилен, весьма взрывоопасен, особенно в газообразном состоянии (надёжные стабилизирующие средства неизвестны). Ограниченно растворим в жидком кислороде. Большинство конструкц. материалов, стойких в жидком кислороде, пригодны и при работе с О. ж. В пром-сти получают из кислорода при действии на последний слабым электрич. разрядом. Как ракетный окислитель О. ж. значительно эффективнее жидкого кислорода (обеспечивает бо́льшие уд. импульс и

Э. Олдрин

плотность топлива), но из-за взрывоопасности и отсутствия надёжных стабилизаторов не применяется. Относительно стойкие смеси О. ж. с кислородом (с концентрацией О. ж. до 24% по массе) не взрываются, но дают лишь небольшое по сравнению с чистым кислородом приращение удельного импульса; при этом следует считаться с тем, что испарение более легкокипящего жидкого кислорода ведёт к обогащению смеси озоном и увеличивает её взрывоопасность. Как окислитель для ЖРД предложен К. Э. *Циолковским* в 1914.

ОЗОНИ́РОВАНИЕ — применение озона для дезинфекции атмосферы кабины, питьевой воды и др., а также минерализации отходов жизнедеятельности в СЖО. Получают озон в озонаторах из кислорода под действием электрич. разряда или КВ составляющей радиации Солнца.

ОКИСЛИ́ТЕЛЬ — компонент *химического ракетного топлива*, состоящий преимущественно или только из окислительных элементов и служащий для окисления горючего в ХРД. Поскольку расход О. обычно в 2—5 раз больше, чем горючего, а свойства применяемых О. сильно различаются, то именно тип О. гл. обр. определяет характеристики ракетного топлива и самого РД. Число веществ, пригодных для использования в качестве О., невелико. В ракетной технике применяются в основном 2 вида О.: кислородсодержащие, или кислородные, и фторсодержащие, или *фторные окислители* (О., к-рые одновременно содержат фтор и кислород, относят к фторным). В состав О. могут входить другие элементы: азот, хлор, водород, углерод (присутствие в О. горючих элементов, а также азота увеличивает *коэффициент соотношения компонентов*). Из кислородных О. используются или изучаются следующие: *кислород жидкий*, *азотная кислота* и её соли, *азота окислы*, *азотнокислотные ракетные окислители*, *перекись водорода*, *тетранитрометан* и его аналоги, *хлорная кислота* и её соли. Из фторных О. исследуются: *фтор жидкий*, *дифторид кислорода жидкий*, *трифторид азота*, *трифторид хлора*, *пентафторид хлора*, *фтористый перхлорил* и др. соединения.

О. ракетного топлива могут быть жидкими и твёрдыми. Наиболее часто применяемые жидкие О.— жидкий кислород, азотная кислота, четырёхокись азота, концентрированная перекись водорода; твёрдые О.— *перхлорат аммония* и *перхлорат калия*, нитраты щелочных металлов и др. О. может состоять из одного вещества или из смеси веществ (*окислитель смесевой*).

ОКИСЛИ́ТЕЛЬ СМЕСЕВО́Й для ЖРД — гомогенная смесь двух или более окислителей, улучшающих по каким-либо показателям характеристики химического ракетного топлива (напр., возрастают плотность и достигаемый удельный импульс, снижается температура затвердевания, топливо становится самовоспламеняющимся). Примерами О. с. могут служить *азотнокислотные ракетные окислители*, жидкая смесь кислорода и фтора.

О́КИСЬ ФТО́РА, оксид фтора — см. *Дифторид кислорода жидкий*.

ОКТОГЕ́Н, циклотетраметилентетранитрамин ($CH_2NNO_2)_4$ — мощное взрывчатое вещество, используемое в качестве окислителя в смесевых и модифицированных двухосновных *твёрдых ракетных топливах*. О.— бесцветные нерастворимые в воде кристаллы. Плотность 1960 кг/м^3, $t_{пл} \approx$ $\approx$ 278—280 °С. Очень чувствителен к механич. воздействиям. Скорость детонации 9100 м/с при плотности 1840 кг/м^3, теплота взрыва 5,7 МДж/кг. О. получают при обработке гексаметилентетрамина смесью азотной кислоты и уксусного ангидрида в присутствии уксусной кислоты и нитрата аммония.

О́ЛДРИН (Aldrin) Эдвин (р. 1930) — космонавт США, полковник ВВС в отставке. Род. в семье лётчика. В 1951 окончил Воен. академию США в Уэст-Пойнте (шт. Нью-Йорк), получив степень бакалавра наук. Затем в течение года обучался лётному делу в уч-ще ВВС в Брайане (шт. Техас). После окончания уч-ща работал инструктором по вооружению в одном из военно-авиац. уч-щ (шт. Невада). В 1959 поступил в Массачусетсский технологич. ин-т. В 1962, будучи студентом, подал заявление о вступлении в группу космонавтов. Его кандидатура была отвергнута, т. к. в то время в космонавты принимали только лётчиков-испытателей. В 1963 защитил докторскую диссертацию, посвящённую стыковке КК в космосе, и был принят в группу космонавтов НАСА. Первый космонавт, осуществивший в ходе практич. подготовки погружение в воду в космич. скафандре. 11—15 нояб. 1966 совм. с Дж. *Ловеллом* совершил полёт на КК «Джемини-12» в качестве второго пилота. Во время эксперимента производилась разгерметизация кабины, О. выходил в открытый космос на 2 ч 10 мин. Общая продолжительность работы в условиях космич. пространства составила 5 ч 30 мин. Полёт продолжался 3 сут 22 ч 34 мин 31 с. 16—24 июля 1969 совершил первый историч. полёт на Луну (совм. с Н. *Армстронгом* и М. *Коллинзом*) в качестве пилота лунной кабины КК «Аполлон-11». Посадка была произведена 20.7.1969 в Море Спокойствия. На лунную поверхность О. вышел из лунной кабины 21.7.1969 (после Армстронга) и пробыл на поверхности Луны 2 ч 15 мин. Общая продолжительность пребывания на Луне составила 21 ч 36 мин. После успешного выполнения программы вернулся на Землю. Полёт продолжался 8 сут 3 ч 18 мин 35 с. За 2 рейса в космос налетал 12 сут 1 ч 53 мин 6 с. В 1971—72 нач. школы лётчиков-испытателей на базе ВВС Эдуардс (шт. Калифорния). Чл.-корр. Междунар. академии астронавтики, чл. Амер. ин-та аэронавтики и астронавтики, Об-ва авиац. инженеров. Междунар. пр. Галабера по астронавтике, пр. НАСА за участие в разработке операции стыковки КК в космосе. Награждён золотой медалью НАСА «За выдающиеся заслуги», орденами и медалями мн. стран мира. Именем О. назв. кратер на Луне. С 1972 в отставке. Президент фирмы «Рисёрч энд энджиниринг консалтантс» (Research and Engineering Consultants, Inc.) (Лос-Анджелес, шт. Калифорния).

«ОМЕ́ГА» — советско-французский проект по изучению возмущений околоземного космического пространства в приполярных широтах путём комплексных одновременных измерений наземными методами и с помощью высотных дрейфующих аэростатов, запускаемых на противоположных концах одной и той же магнитной силовой линии в северном и южном полушариях Земли. Крайние точки этой линии расположены в р-не с. Карпогоры Архангельской обл. и на о. Кергелен в юж. части Индийского ок. Назв. проекта символизирует форму силовой трубки геомагнитного поля, соединяющего эти р-ны, к-рая напоминает прописную греч. букву омега (Ω). В 1968—71 для исследования высоких слоёв атмосферы в магнитно-сопряжённых точках линии Карпогоры — Кергелен были организованы 4 экспедиции для запуска до высот 40 км сов. и франц. высотных дрейфующих аэростатов (объёмом до 130 000 м^3) с науч. аппаратурой, изготовл. в СССР и Франции. Для координации синхронности запусков аэростатов на основе геофиз. прогноза в указанных магнитно-сопряжённых р-нах была организована прямая двусторонняя связь Кергелен — Париж — Москва — Архангельская обл. Результаты этих исследований имеют практич. значение для прогнозирования возмущённости полярной ионосферы и магнитного поля Земли, в разработке методов увеличения надёжности радиосвязи в полярных районах, для установления различий в геомагнитных явлениях в сев. и южных приполярных широтах.

ОМИ́ЧЕСКИЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — вид *электротермического ракетного двигателя*.

ОПО́РНЫЕ ОРИЕНТИ́РЫ — небесные тела, используемые для ориентации по ним КА или для решения навигац. задачи астрономич. методом. О. о. служат Солнце, планеты и наиболее яркие звёзды. Удобный О. о.— яркая звезда юж. полушария *Канопус*, располож. вблизи перпендикуляра к плоскости *эклиптики*; при межпланетных перелётах, совершающихся, как правило, в этой плоскости, угол между линиями, соединяющими КА с Солнцем и Канопусом, изменяется в небольших пределах, что упрощает конструкцию *астродатчиков*. Использование в качестве О. о. слабых звёзд встречает нек-рые технич. трудности (см. *Поиск опорных ориентиров*).

ОПРЕССО́ВКА — проверка герметичности баков, трубопроводов, соединений и т. п. Осуществляется путём подачи в них сжатого газа и регистрацией падения давления, по к-рому судят о наличии неплотностей; место последних определяют, напр., методом обмыливания швов или специальными индикаторами (течеискателями).

ОПТИ́ЧЕСКАЯ СВЯЗЬ — передача информации при помощи электромагнитных волн оптического диапазона. С появлением монохроматич. источников света — квантовых генераторов оптич. диапазона (лазеров) — стало возможно создание линий О. с., структура к-рых аналогична линиям радиосвязи. Высокая частота световых колебаний ($3 \cdot 10^8$ — $3 \cdot 10^{14}$ Гц) позволяет с одной стороны осуществлять передачу больших объёмов информации в единицу времени по линии О. с., а с другой — создать лазеры с расходимостью луча порядка одной угловой секунды, что в сотни и тысячи раз превосходит направленность лучших радиоантенн. Последнее позволяет вести передачу вне атмосферы на большое расстояние при относительно малой мощности лазера.

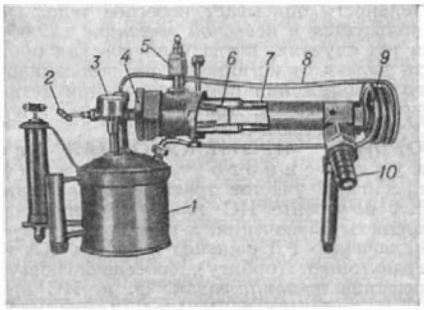
В качестве средства *космической связи* О. с. перспективна при передаче ин-

формации на расстояние, превышающее неск. световых лет, или при больших потоках передаваемой информации. Напр., с помощью лазерного луча можно вести передачу на расстоянии ~ 10^8 км со скоростью ~ 100 кбит/с. Следует отметить, что в полной мере преимущества О. с. могут быть реализованы только при решении задачи высокоточной (с погрешностью не более 1″) ориентации КА. О. с. можно также использовать для измерения с Земли угловых координат КА (напр., регистрируя вспышку лазерного излучения на фоне звёзд с известными угловыми координатами).

ОПТИ́ЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИ́СТИКИ ПОВЕ́РХНОСТИ космического аппарата — относительные величины, характеризующие способность поверхности КА поглощать лучистую энергию или излучать её. Зависят от свойств материала и состояния поверхности. Определение значений О. х. п. КА необходимо для поддержания его теплового режима. Для внутр. поверхностей имеет значение только степень черноты ε (отношение потока энергии, излучаемой данным телом при к.-л. темп-ре, к потоку, к-рый излучало бы это же тело при той же темп-ре, если бы оно было абсолютно чёрным). Для внеш. поверхностей КА (в т. ч. *радиационных поверхностей*), к-рые подвергаются воздействию прямого или отражённого от планет солнечного излучения, а также собств. теплового излучения планет, помимо ε, большое значение имеет коэф. поглощения солнечной радиации α, а также отношение этих коэффициентов. Необходимые О. х. п. обеспечиваются обработкой поверхности или нанесением на неё спец. покрытий. Все материалы и покрытия внеш. поверхностей КА под воздействием факторов космич. пространства (УФ часть спектра излучения Солнца, *эрозия метеорная*, глубокий вакуум) с течением времени меняют свои оптич. характеристики. Поэтому используется ограниченный круг материалов и покрытий, меняющих свои оптич. характеристики в относительно небольших пределах. Совр. техника позволяет получать покрытия с ε = 0,02—0,98, α = 0,1—0,99 и α/ε = = 0,1—10. См. *Теплообмен излучением*.

ОПТИ́ЧЕСКОЕ ЗОНДИ́РОВАНИЕ АТМОСФЕ́РЫ — совокупность методов определения физических параметров атмосферы (темп-ры, влажности, давления, характеристик облаков и др.) по измерениям спектров солнечной радиации, отражённой Землёй, и её собств. излучения. О. з. а. сводится к решению т. н. обратных задач, для к-рых требуются высокая точность измерений излучения, а также разработка математич. методов устранения влияния ошибок измерений на определяемые параметры. Наиболее информативными для О. з. а. являются измерения в полосах поглощения радиации водяным паром, углекислым газом, кислородом, озоном и др. компонентами атмосферы в ИК и микроволновой областях спектра. Разработана и успешно испытана на ИСЗ методика определения вертик. профиля темп-ры по излучению Земли в полосе 15 мкм — полосе поглощения CO_2. Имеющиеся трудности в осуществлении О. з. а. на ИСЗ, связанные с учётом излучательной способности естеств. поверхностей и трансформации излучения облачностью, могут быть преодолены сочетанием измерений в ИК и радиоволновом диапазонах спектра.

ОР (сокр. от опытный реактивный) — название реактивных двигателей конструкции Ф. А. *Цандера*.



Двигатель ОР-1: *1* — бензиновый бачок; *2* — кран подачи бензина; *3* — манометр; *4* — бензиновая форсунка; *5* — электросвеча зажигания; *6* — камера сгорания; *7* — воздушная рубашка; *8* — трубопровод подачи бензина; *9* — реактивное сопло; *10* — штуцер подачи сжатого воздуха

О Р - 1 — изготовлен и испытан в 1930—32 с использованием деталей от паяльной лампы. ОР-1 проектировался на тягу 1,42Н при расходе топлива 1,7 г/с; тяга создавалась сжиганием бензина в воздухе, поступавшем от компрессора или баллона. ОР-1 испытывался с целью изучения рабочего процесса реактивного двигателя.

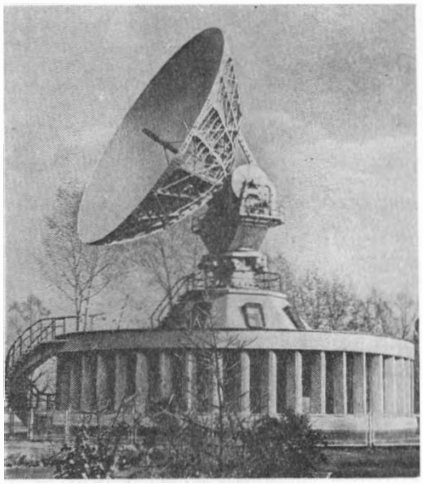
О Р - 2 — ракетная ДУ, спроектированная в 1931—32 для пилотируемого планёра РП-1. Подача компонентов топлива (жидкий кислород и бензин) была вытеснительная — давлением азота. Зажигание осуществлялось электросвечой. Окислитель газифицировался в теплообменниках, установленных в водяном контуре охлаждения сопла, после чего использовался для *регенеративного охлаждения* камеры сгорания. Расчётная тяга ОР-2 — 490 Н при давлении в камере 0,6—0,8 МПа. ДУ изготовлена в МосГИРД, где в 1933 проведено 4 стендовых испытания, при к-рых двигатель неустойчиво работал и разрушался; макс. продолжительность работы 35 с; получена тяга ~ 400 Н.

ОРАНЖЕРЕ́Я КОСМИ́ЧЕСКАЯ — часть конструкции КА, его отдельное сооружение или отсек, в к-ром культивируются высшие растения (напр., методом *аэропоники* или *гидропоники*). В О. к. осуществляется *воспроизводство пищи* растит. происхождения и биол. *регенерация кислорода*. В О. к. оптимальные условия засева, роста, развития и сбор урожая высших растений обеспечиваются устройствами для распределения света, *кондиционированием воздуха*, средствами приготовления, распределения и подачи *питательных растворов*, сбором *транспирационной влаги* и т. д. О. к. должна создавать запланированное кол-во *биомассы* высших растений с помощью заранее подобранного видового и численного состава популяций высших растений. О. к.— неотъемлемое звено *замкнутой биотехнической системы*.

ОРБИ́ТА (от лат. orbita — колея, путь) — *траектория*, по к-рой движется вокруг центрального тела центр масс планеты, спутника планеты, искусственного спутника и т. п. В первом приближении О. определяется *Кеплера законами*. Для более точного установления О., напр. больших планет, используются аналитические *движения теории*. О. искусств. спутников в силу малости их масс могут заметно изменяться под действием внешних возмущающих сил (см. *Возмущения орбиты*). Поэтому периодически проводятся *траекторные измерения*, на основании результатов к-рых часто выполняют *коррекцию орбиты*. См. также *Элементы орбиты*, *Орбита промежуточная*, *Солнечно-синхронная орбита*, *Стационарного спутника орбита*.

«ОРБИ́ТА» — название советской системы спутниковой связи. Создана в 1965 (в этом году была организована 60-канальная спутниковая линия телефонной связи Москва — Владивосток). В 1967 году для работы через ИСЗ «*Молния*-1» построены первые 20 земных станций распределит. сети «О.». В 1972 начато сооружение станций системы «О.», работающих на дециметровых волнах. К 1.1. 1984 в сети «О.» находилось более 100 земных станций, из к-рых св. 10 приёмно-передающих. В системе «О.» осуществляются: передачи программ центрального ТВ и радиовещания на все земные станции, разделённые на неск. вещат. поясов; передача изображений газетных полос (напр., на станции системы «О.» в Хабаровске, Иркутске, Красноярске); телефонная связь (напр., между Москвой и Комсомольском-на-Амуре, Владивостоком, Петропавловском-Камчатским, Кяхтой, Ереваном, Магаданом, Анадырем, Алма-Атой и о-вом Новая Земля). С 1980 для обслуживания системы «О.» на северо-востоке страны используются ИСЗ «*Радуга*» на геостационарной орбите с точками стояния 35 и 85° в. д. и «Молния-3» на эллиптич. орбите. В нач. 1980-х гг. ёмкость телефонной сети в системе «О.» — 480 дуплексных телефонных каналов, что соответствует 2,5 млн. каналокм эквивалентной земной сети. Сеть «О.» переводится на геостационарные ИСЗ «*Горизонт*» с точками стояния 53, 90 и 140° в. д. (междунар. индекс «Стационар-4, -5»). Станции системы «О.» размещаются в типовых круглых в плане железобетонных сооружениях, служащих одновременно опорой антенной системы (см. рис.). В центральном зале сосредоточена вся приёмная аппаратура, аппаратура наведения на ИСЗ и соединит. линии. В смежных помещениях располагаются система вентиляции и кондиционирования воздуха, аппаратура электропривода антенны, оборудование электропитания и пр. Антенна с параболич. отражателем диам. 12 м установлена на опорно-поворотном устройстве и при-

Приёмная телевизионная станция «Орбита»

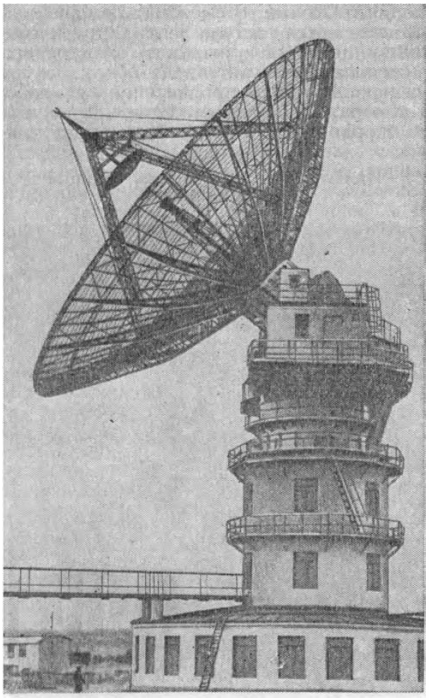


Внутренний вид станции «Орбита»

водами перемещается по азимуту и углу места, сопровождая ИСЗ с высокой точностью (погрешность до неск. угловых минут). Управление слежением за ИСЗ осуществляется автоматически по ТВ сигналу с ИСЗ или программным устройствам. Антенна способна нормально работать в суровых климатич. условиях Крайнего Севера, Сибири, Дальнего Востока и Средней Азии без ветрозащитного укрытия. В состав приёмного комплекса «О.» входит также контрольная аппаратура для оперативной проверки работоспособности всех его звеньев и измерения качеств. показателей. Аппаратура приёмного комплекса имеет 100%-ный резерв, позволяющий в случае аварийной ситуации автоматически переходить с рабочего комплекса аппаратуры на резервный. *Н. В. Талызин.*

ОРБИ́ТА ПРОМЕЖУ́ТОЧНАЯ — орбита, отличающаяся от кеплеровской (см. *Невозмущённое движение*) и более близкая к истинной орбите, к-рую в действительности описывает небесное тело. Используется в *небесной механике* гл. обр. в тех случаях, когда кеплеровская орбита далека от истинной и не даёт хорошего приближения при определении истинной орбиты. См. *Движения теории* аналитические.

Пункт передачи телевизионных программ на сеть станций «Орбита» и «Интерспутник»



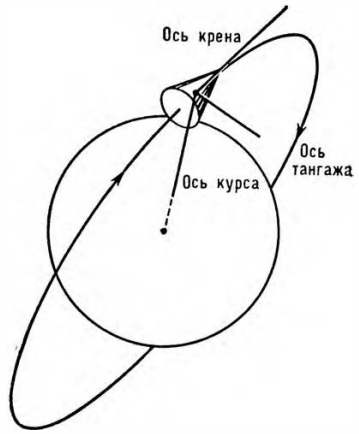
ОРБИ́ТА ПРОМЕЖУ́ТОЧНАЯ искусственного спутника — пассивный участок траектории движения КА по орбите ИС планеты старта или планеты назначения, к-рый предшествует включению РД с целью перевода КА на траекторию (орбиту), обеспечивающую решение поставл. задач. О. п. ИС предусматривается во многих схемах перелётов КА (Земля — Луна, Земля — планета, Луна — Земля, планета — Земля) и при выведении ИСЗ на нек-рые спец. орбиты (напр., на стационарную орбиту при запуске ИСЗ с космодрома, не лежащего на экваторе). Включение в схему полёта О. п. ИС позволяет энергетически экономно реализовать выведение КА из любой заданной точки старта на поверхности планеты на траекторию перелёта или (и) осуществить посадку в любую точку на её поверхности. Движение КА по О. п. ИС планеты назначения служит и для решения другой задачи — повышения точности посадки в заданную точку на её поверхности. Траекторные измерения во время движения КА по О. п. ИС позволяют уточнить параметры его движения для проведения необходимой коррекции О. п. и непосредственно для манёвра посадки.

О. п. ИСЗ используется во всех схемах выведения КА на траектории полёта к планетам (напр., КА «Марс», «Венера») и к Луне (начиная с КА «Луна-4»). Т. к. выведение на О. п. ИСЗ происходит с вращающейся Земли, то выбором времени нач. старта можно без к.-л. дополнит. энергетич. затрат реализовать любое значение долготы восходящего узла О. п. ИСЗ на экваторе Земли (см. *Элементы орбиты*). Выбором времени старта с О. п. ИСЗ (путём разгона КА в плоскости О. п. ИСЗ) также без дополнит. затрат достигается необходимая ориентация траектории перелёта в плоскости этой орбиты. Для полярной О. п. ИСЗ таким путём, напр., можно получить любое направление вектора скорости КА относительно Земли на выходе из её сферы действия. Для др. наклонений О. п. ИСЗ существует конус направлений векторов скорости, к-рый не может быть реализован такой схемой. Описанная схема выведения энергетически экономна и для запуска ИСЗ на орбиты с большим расстоянием апогея и заданным его положением в пространстве (напр., ИСЗ «Молния», «Прогноз») или при выведении его на *стационарного спутника орбиту*. Движение по О. п. ИСЗ перед посадкой КА на Землю в схемы полёта не включалось, так как энергетически более экономным был вариант непосредств. посадки КА, использующий торможение вследствие сопротивления атмосферы.

Движение по О. п. ИСЛ используется как промежуточный этап полёта при решении задач посадки КА на поверхность Луны (напр., КА «Луна-16, -17, -20, -21, -23, -24», КК «Аполлон-11, -12, -14—-17») и его возвращения к Земле. Использование О. п. в полётах на Луну обладает определённой спецификой, связанной со сравнительно медленным вращением Луны (период вращения Луны составляет 27,3 сут). Для уменьшения времени ожидания на О. п. ИСЛ перед посадкой на Луну (при экономии энергетич. затрат) параметры О. п. выбираются так, чтобы точка посадки, к-рая вращается в пространстве вместе с Луной, находилась бы приблизительно в плоскости О. п. в заданный момент времени, предусмотренный программой полёта для манёвра посадки. В свою очередь, требуемое расположение плоскости О. п. ИСЛ относительно точки посадки достигается путём спец. выбора параметров траектории сближения с Луной (см. *Траектории полёта к Луне*) и торможением КА в плоскости этой орбиты.

Выведение КА на О. п. ИСМ предусматривается во мн. схемах перелётов Земля — Марс и Марс — Земля. При этом движение КА по О. п. ИСМ используется с уже указанными целями — энергетически экономным решением задачи посадки в произвольную точку Марса и повышением точности посадки. Кроме того, в нек-рых схемах полёта О. п. ИСМ также является орбитой ожидания благоприятного взаиморасположения Марса и Земли для энергетически оптимального решения задачи возвращения КА на Землю (см. *Траектории полёта к планетам*). *М. Л. Лидов.*

ОРБИТА́ЛЬНАЯ ОРИЕНТА́ЦИЯ — *ориентация*, при к-рой одна ось искусственного спутника (ось курса) неизменно направлена к центру небесного тела (Солнца, планеты, спутника планеты), вокруг к-рого совершается полёт, другая (ось тангажа) — перпендикулярна плоскости орбиты, а третья (ось крена) — лежит в этой плоскости и у кругового искусственного спутника совпадает с касательной к орбите (см. рис.). Возможна частичная (одноосная) О. о., при к-рой указанным образом ориентирована только одна из осей. О. о.— наиболее распространённый тип ориентации ИСЗ, применяемый при метеорологич. и геофизич. исследованиях, торможении ИСЗ для его спуска с орбиты, выполнении манёвров и др.



ОРБИТА́ЛЬНАЯ СТА́НЦИЯ — КА, длительное время функционирующий на околоземной, окололунной или околопланетной орбите. О. с. может быть пилотируемой (с экипажем космонавтов) или работать в автоматич. режиме. Назначение О. с.: решение науч. и прикладных задач — исследование околоземного (околопланетного) космич. пространства и Земли (планеты) с орбиты ИСЗ, проведение метеорологич., астрономич., радиоастрономич. и др. наблюдений, медико-биол. экспериментов, изучение вопросов навигации, исследование поведения материалов и оборудования в условиях космич. полёта и др. О. с. мо-

гут служить также базами для сборки на орбите тяжёлых КК, предназнач. для полёта к др. планетам Солнечной системы.

Возможность и целесообразность создания О. с. научно обоснованы в нач. 20 в. в трудах К. Э. *Циолковского*, Ю. В. *Кондратюка*, Г. *Оберта*, Г. *Пирке*, Г. *Нордунга* и др. Создание О. с. и обеспечение их длит. функционирования на орбите связано с решением ряда сложных научно-технич. и медико-биол. задач. Одна из наиболее важных проблем при создании О. с.— *стыковка* на орбите. Запуски КК «Союз» позволили с 1971 решить принципиальные задачи, связанные с созданием долговрем. О. с. (см. «*Салют*»). К 1973 аналогичная задача была решена в США (см. «*Скайлэб*»).

Время активного функционирования на орбите, численность экипажа, параметры орбиты, масса и габариты О. с. зависят от её назначения. Конструкцию О. с. в осн. определяет выбранный способ её сборки. Возможны два способа. При первом способе станция полностью собирается на Земле и выводится одной РН на орбиту ИСЗ, готовая к выполнению задач. Масса и объём О. с. ограничены энергетич. возможностями РН и поэтому способ пригоден для сборки О. с. до неск. десятков т (напр., «Салют», «Скайлэб»). При втором способе сборка осуществляется на околоземной орбите из неск. самостоят. блоков, секций, элементов или КК, к-рые выводятся неск. РН. О. с. готова к выполнению всего комплекса возлагаемых на неё задач после окончат. сборки и проверки на орбите. Способ позволяет создавать станции любой необходимой массы и объёма, разл. размеров, с использованием для вывода на орбиту элементов существующими РН, что приобретает особенно большое значение при запуске О. с. к Луне и др. планетам Солнечной системы. Неудачный запуск одного из блоков в этом случае не срывает выполнения программы создания О. с. При том и другом способах экипаж может быть выведен на орбиту на борту станции (или её элемента) или доставлен на О. с. *транспортными кораблями*, к-рые по мере необходимости запускаются с наземных космодромов, сближаются со станцией и стыкуются с ней. Продолжительность непрерывного пребывания космонавтов на О. с. без смены экипажей может достигать многих месяцев (напр., некоторые экипажи «Салюта» работали на орбите 7—8 мес).

Продолжит. пребывание космонавтов на борту О. с. требует решения след. проблем: преодоления длит. воздействия невесомости на организм человека, защиты от радиации (см. *Радиационное воздействие*, *Радиационная защита*) и микрометеоров (см. *Метеорная опасность*, *Противометеорная защита*), обеспечение надёжности и достаточного ресурса работы бортовых систем, аппаратуры и др. (длительность работы О. с. «Салют-6» ок. 5 лет).

На борту О. с. создаются условия для нормальной жизнедеятельности и проведения науч. экспериментов, в т. ч. медико-биол., позволяющих исследовать приспосабливаемость человека к условиям невесомости. С этой целью применяются велоэргометр, «бегущая дорожка», нагрузочные костюмы и др. При более продолжит. полётах эта проблема может решаться и др. способами, напр. созданием т. н. искусственной частичной гравитации путём вращения О. с. или определ. её элементов относительно центра масс (см. *Искусственная тяжесть*).

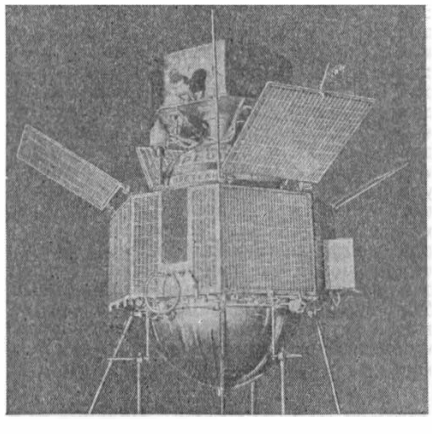
Решение проблемы обеспечения надёжности и ресурса работы бортовых систем и аппаратуры, особенно при длит. активном существовании О. с., начинается на Земле в условиях, макс. приближающихся к условиям космич. полёта (см. *Космического полёта имитация*). Все системы и аппаратура проходят длительную и тщательную отработку на Земле. Ремонтно-восстановительные работы на борту О. с., замена агрегатов и систем, выработавших ресурс, новыми, доставляемыми грузовыми КК, обслуживающими О. с., позволяют обеспечить длительное функционирование О. с. Высота орбит околоземных О. с. 200—500 км. Длит. полёты О. с. по орбитам, превышающим 600 км, представляют опасность для экипажей, т. к. такие орбиты проходят в зоне *радиационного пояса Земли*.

С расширением границ освоения космич. пространства сфера действия О. с. качественно изменится. Существуют проекты выведения О. с. в либрационные точки, проекты создания окололунных О. с. с практически неогранич. сроком существования на орбите, выполняющих роль баз снабжения для полётов КК к др. планетам Солнечной системы.

«ОРЕО́Л» — наименование серии советских ИСЗ для исследования *атмосферы верхней* Земли в высоких широтах и изучения природы *полярных сияний*. Эксперимент. и науч. аппаратура разработаны совм. специалистами СССР и Франции в рамках проекта «*Аркад*». Масса ИСЗ 348 кг. «О.», выполненные в герметичном исполнении, конструктивно состояли из трёх частей: центральной цилиндрич. части (выс. 1,5 м, диам. 0,8 м) и двух полусфер. В цилиндрич. части корпуса размещались осн. служебные агрегаты и системы ИСЗ — радиотелеметрич. система, бортовой эталон времени, системы внешнетраекторных измерений и определения положения спутника в пространстве, коммутац. аппаратура, бортовая командная радиолиния, блоки управления комплексом науч. аппаратуры. Внутри одной полусферы имелись электронные блоки науч. аппаратуры, а снаружи — датчики этой аппаратуры. В другой полусфере располагались хим. источники питания и агрегаты системы охлаждения. Электропитание осуществлялось также от СБ.

Первый «О.» запущен 27.12.1971. Исходная орбита: выс. в перигее 410 км, выс. в апогее 2500 км, наклонение 74°, период обращения 114,6 мин. «О.-2» запущен 26.12.1973 с параметрами орбиты (соответственно): 407 км, 1995 км, 74°, 109,2 мин; «О.-3» — 21.9.1981 с параметрами орбиты (соответственно): 380 км, 1920 км, 82,6°, 108,2 мин. Запуски осуществлялись РН «Космос».

ИСЗ «Ореол»



ОРИЕНТА́ЦИИ КОНТРО́ЛЬ — определение углового положения осей координат, связанных с корпусом КА, относительно заданных *осей ориентации* по данным измерений или наблюдений.

Оперативный О. к. обычно сопутствует выполнению особо важных этапов программы полёта КА, таких, как *коррекция орбиты*, *сближение*, включение тормозного РД перед спуском. О. к. может выполняться как на борту КК космонавтами путём сравнения наблюдаемого положения *опорных ориентиров* с заданным, так и в Центре управления полётом на основе информации, поступающей с борта КА по телеметрич. и ТВ каналам. Космонавты используют также визуальные средства, напр. оптические и оптико-электронные визиры, ТВ камеры и т. д.

О. к. осуществляется также для правильной интерпретации показаний науч. приборов, установл. на КА, и для оценки условий работы бортовых систем, напр. теплового режима. Если КА не имеет специальной системы управления ориентацией (см. *Ориентация*) или же О. к. выполняется на участках полёта, где система управления ориентацией выключена, то может оказаться, что информации, доставляемой измерениями в каждый момент времени, недостаточно для однозначного определения ориентации КА в тот же момент времени. В этом случае для определения параметров ориентации и вращения КА используют к.-л. математич. модель движения КА около центра масс и привлекают всю сумму информации, поступившей с борта на каком-то конечном интервале времени.

Источником информации о движении КА около центра масс могут служить показания *датчиков позиционных*, *датчиков угловых скоростей*, магнитометрич. измерения и т. д. Для определения ориентации КА с одноосной ориентацией, напр. по местной вертикали, обычно используется фотографирование звёздного неба.

Помимо данных измерений при О. к. используется информация об ориентирах, т. е. сведения о значении и направлении измеряемых физ. векторов в системе координат, по отношению к к-рой определяется ориентация КА. Это, в свою очередь, обычно требует знания движения центра масс КА.

Для ИСЗ наиболее распространённой на практике является т. н. двухвекторная система О. к., выполняющая статистич. обработку показаний *датчиков солнечных* и измерений составляющих геомагнитного поля (см. *Земной магнетизм*). Наряду с определением ориентации такая система позволяет уточнить также нек-рые параметры самого ИСЗ, напр. его моменты инерции.

ОРИЕНТА́ЦИИ УСТАНОВИ́ВШИЙСЯ РЕЖИ́М — незатухающие колебания углового положения корпуса КА относительно *осей ориентации*, не превосходящие значения допустимых ошибок ориентации. Эти колебания могут носить периодич. характер или быть нерегулярными. Незатухающий характер колебаний связан с практическим отсутствием рассеивания во внеш. среде механич. энергии, связанной с колебаниями корпуса КА, а также с переменным характером

внеш. возмущающих моментов (особенно для ИСЗ).

ОРИЕНТА́ЦИЯ (франц. orientation, букв.— направление на восток, от лат. oriens — восток), управление ориентацией — один из режимов *управления движением*, сводящийся к приданию нужного углового положения КА относительно известных ориентиров поворотом его вокруг центра масс. Это угловое положение может сохраняться неизменным или изменяться нек-рым заданным образом. Если мысленно жёстко связать с КА систему трёх взаимно перпендикулярных осей, имеющих начало в его центре масс (обычно в качестве таких осей выбираются гл. центральные оси инерции КА), то об угловом положении КА можно судить по углам, образующимся между этими осями и осями О.— тремя воображаемыми взаимно перпендикулярными осями, также имеющими начало в центре масс КА, но положение к-рых в пространстве определяется требуемым режимом управления О. Обычно различаются 3 типа таких осей: движущиеся поступательно (не вращающиеся) оси, вращающиеся оси, следящие оси.

Оси, движущиеся поступательно, остаются всё время параллельными направлениям на нек-рые неподвижные звёзды. Эти оси можно использовать на межпланетных участках траектории полёта КА, поскольку они упрощают привязку углового положения КА к небесным светилам. Если система О. будет совмещать жёстко связанные с КА оси с движущимися поступательно осями О., то КА будет двигаться по траектории, сохраняя неизменным своё угловое положение относительно неподвижных звёзд. Вращающиеся оси — наиболее естеств. система отсчёта углового положения КА — спутников планет. Обычно эти оси выбираются так, чтобы две из них лежали в плоскости орбиты, причём одна проходила через центр планеты, задавая направление местной вертикали. Если система О. будет всё время совмещать оси, жёстко связанные с КА, с вращающимися осями О., то полёт искусственного спутника относительно планеты будет напоминать полёт самолёта, т. к. одна его ось будет всегда вертикальна, другие две — горизонтальны; причём одна из них перпендикулярна направлению полёта, подобно крылу самолёта. Следящие оси изменяют своё угловое положение в пространстве сложным и иногда неопредел. образом. Это — наиболее естеств. оси для О. одного КА на другой при их сближении, т. к. в этом случае направление на маневрирующий КА зависит от совершаемых им манёвров и заранее точно неизвестно.

Задача системы управления О.— совмещение жёстко связанных с КА осей с избранными осями О. либо совершение нужных вращений КА относительно выбранных осей О. В том случае, если 3 жёстко связанных с КА оси всё время совмещаются (с нужной точностью) с соответствующими тремя осями О., то О. будет полной или трёхосной. Если с соответствующей осью О. совмещается только одна ось КА, то говорят о его одноосной О. Заранее заданный поворот жёстко связанных с КА осей относительно осей О. наз. *программным поворотом*. После окончания такого поворота КА может сохранять новое положение в течение нужного отрезка времени. Как совершение поворота, так и последующее удержание КА в этом положении тоже является задачей системы управления О. В тех случаях, когда система управления О. придаёт КА упорядоченное вращение вокруг нек-рой оси, говорят о закрутке КА или о его *стабилизации вращением*. Этот режим бывает рационален при длит. одноосной О. КА, напр. для удержания СБ в нужном положении относительно Солнца.

Отсутствие в космич. пространстве заметной среды и связанное с этим отсутствие трения приводит к тому, что любое вращение КА не может само по себе прекратиться, как это имеет место в земных условиях. Т. к. торможение вращения приложением к КА нек-рого управляющего момента невозможно произвести абсолютно точно для полной его остановки (из-за неточности измерит. аппаратуры, невозможности абсолютно точно дозировать значение момента и время его действия), то в конце процесса торможения КА всегда будет иметь место малая угловая скорость того или иного знака (остаточная скорость). Наличие остаточной угловой скорости, к-рая не может быть погашена трением, приведёт к постепенному нарушению О. Поэтому О. КА, не находящегося в режиме закрутки, должна всё время поддерживаться приложением к КА управляющих моментов. В зависимости от того, как создаются управляющие моменты, все системы управления О. можно разбить на 3 класса: *активные системы управления ориентацией*, в к-рых управляющие моменты создаются путём затрат энергии или массы; *пассивные системы управления ориентацией*, в к-рых О. поддерживается за счёт внеш. моментов естеств. происхождения (напр., гравитац. моменты в *гравитационной системе ориентации*); *полупассивные системы управления ориентацией*, в к-рых используются как те, так и др. моменты. Наибольшее распространение получили активные системы, поскольку они открывают более широкие возможности управления О. (более быстрые повороты, независимость от внеш. условий и др.).

Из-за существования остаточных угловых скоростей непрерывное поддержание нужного углового положения сводится к периодич. приложению к КА управляющих вращат. импульсов, чтобы каждая жёстко связанная с КА ось не слишком отклонялась от заданного направления. После одного или неск. импульсов ось КА начинает поворачиваться к нужному положению. Но, перейдя через него, она будет затем неограниченно удаляться от заданного направления, поскольку КА продолжает по инерции вращение с полученной ранее угловой скоростью. Это потребует через нек-рое время импульса противоположного направления, к-рый должен изменить знак угловой скорости, чтобы вновь началось вращение оси КА к заданному положению. Т. о., поддержание нужной О. происходит в режиме колебаний около определённого положения (т. н. *ориентации установившийся режим*). В активных системах управления О. приложение к КА управляющего вращат. импульса связано с расходом энергии или массы либо того и другого одновременно. Обычно требуется, чтобы расход энергии и особенно массы, определяющий экономичность системы, был возможно меньшим. Этот расход в единицу времени (при отсутствии возмущающих моментов) можно представить как

$$Q = u\frac{\omega^2}{\varphi},$$

где Q — ср. расход массы (энергии); u — коэф. расхода; ω — угловая скорость КА при колебаниях; φ — амплитуда колебаний (ошибка О.). Из ф-лы следует, что для снижения расхода массы (энергии) угловую скорость КА при колебаниях целесообразно по возможности уменьшать, а амплитуду колебаний увеличивать. Этим объясняется почему системы управления О. не делают точнее, чем это требуется по существу задачи, а угловые скорости КА при описанных колебаниях чрезвычайно малы (порядка сотых и тысячных долей градуса в секунду). В случае больших внеш. возмущающих моментов указанный расход не связан с точностью ориентации, а прямо пропорционален внеш. моменту. Расход энергии у двух- и трёхстепенных гироскопич. силовых стабилизаторов мало зависит от точности ориентации. Расход массы (реактивными двигателями ориентации) и энергии на поддержание заданной О. неравноценны. Первый расход невосполним (или для пополнения запасов топлива оно должно доставляться транспортными КА); расход энергии может компенсироваться СБ. Поэтому для КА с длит. сроком активного существования предпочтительны системы управления О., потребляющие энергию и не расходующие массу, напр. использующие комбинацию *гироскопических силовых стабилизаторов* и *электромагнитных исполнительных органов* (ИСЗ «Метеор»). Экономичность системы О. ухудшается по мере увеличения размеров КА, поскольку момент инерции его корпуса растёт быстрее его массы и размеров. Это приводит к тому, что проблема экономичности системы О. становится всё более острой, а начиная с нек-рого размера КА (ещё не достигнутого техникой), даже системы управления О., расходующие только энергию, становятся малоэффективными.

Активная система управления О. состоит из 3 осн. частей: датчиков, дающих информацию об угловом положении КА и характере изменения этого положения; блоков логики, воспринимающих полученную информацию и вырабатывающих управляющие сигналы; исполнит. органов, к-рые в соответствии с управляющими сигналами сообщают КА вращат. импульсы.

Система датчиков состоит, как правило, из приборов (оптич., гироскопич. и т. п.), позволяющих судить об углах отклонения осей КА от осей О. и об угловых скоростях КА вокруг жёстко связанных с ним осей. В качестве оптич. приборов находят применение: солнечные датчики, реагирующие на солнечный свет и дающие возможность судить об отклонении оптич. оси датчика от направления на Солнце; планетные датчики, указывающие отклонение оси датчика от направления на центр или край планеты; ИК построители местной вертикали, дающие отклонение от направления на горизонт планеты; звёздные датчики, показывающие отклонение от направления на выбранную звезду. Указанные здесь небесные тела являются *опорными ориентирами*, позволяющими построить нужную систему осей О. В качестве гироскопич. датчиков используются: свободные гироскопы и гироскопич. платформы, дающие углы отклонения от нек-рых направлений, зафиксиров. этими приборами в момент их включения; гироскопич. датчики угловых скоростей; гироорбиты — приборы, способные найти плоскость орбиты и тем самым служить указателем направления полёта и др. Помимо оптич. и гироскопич. приборов,

для целей управления О. находят применение радиотехнич. устройства типа локационных (при сближении двух КА) и др. приборы.

Блоки логики служат для двух целей: 1) поступающая с датчиков информация в них усиливается, преобразуется, анализируется, и в результате вырабатываются сигналы управления, указывающие, когда и какой вращат. импульс надо сообщить КА; 2) они вырабатывают логич. команды, разрешающие или запрещающие переходить от одной операции к другой (напр., разрешающие переходить к операциям подготовки по включению корректирующего РД лишь после того, как нужные оптич. ориентиры находятся в центре полей зрения соответствующих датчиков, чтобы не допустить неправильной коррекции траектории).

При выполнении ряда задач, напр. при коррекции траектории, О. может быть разл. в зависимости от того, в какую сторону предстоит сообщить корректирующий импульс КА. Поэтому система управления О. содержит в этих случаях устройства, способные, в зависимости от посланных с Земли команд, развернуть КА определ. образом. Поворачивая соответствующим образом оптич. датчики относительно корпуса КА или используя свободные гироскопы или гироскопич. платформы в качестве устройств, сохраняющих своё положение в пространстве неизменным, можно произвести нужные повороты. Иногда оба метода используются одновременно: вокруг одной оси разворот осуществляется при помощи поворота оптич. датчика, а вокруг другой — посредством гироскопич. датчиков. Для выполнения таких разворотов блоки логики и соответствующие датчики должны быть способны воспринимать сообщаемые с Земли по командной радиолинии значения углов разворотов, «запоминать» и осуществлять отработку всех команд в нужное время и в нужной последовательности.

В качестве *исполнительных органов* чаще всего применяются малые РД (см. *Реактивная система управления*). Находят широкое применение и гироскопические силовые стабилизаторы, простейшим типом к-рых являются маховики. В последнем случае для управления используется то обстоятельство, что раскрутка маховика в к.-л. направлении вызывает разворот корпуса КА в обратном направлении. Преимуществом гиросиловых стабилизаторов является то, что они не требуют расхода массы, затраты к-рой во время полёта КА невосполнимы. Осн. недостаток этих устройств — необходимость дополнения их др. исполнит. органами, поскольку они не в состоянии длит. время парировать действие внеш. возмущающего момента постоянного знака. Напр., если на КА действует такой момент, то, компенсируя его, маховик будет всё больше разгоняться, и его угловая скорость достигнет макс. значения. После этого дальнейшее её увеличение будет недопустимо, и маховик утратит способность парировать внеш. возмущающий момент. Поэтому возникает необходимость периодически проводить с помощью дополнит. устройств *гашение кинетического момента* маховика. Для создания управляющих моментов можно использовать также магнитное поле Земли. Если, напр., на ИСЗ установить токонесущие контуры, то, включая ток, можно тем самым прикладывать к корпусу ИСЗ моменты, возникающие в результате взаимодействия магнитного поля этого контура с магнитным полем Земли.

Приведённые схемы систем управления О. могут неск. измениться, если в управлении участвует космонавт. В этом случае говорят о ручной О. (см. *Ориентация ручная*).

Точность О. зависит от поставл. задач. Для О. СБ, слабонаправл. антенн и нек-рых др. целей допустима погрешность 5—15°, для О. остронаправл. антенн, фотографирования поверхности Луны, Земли и ряда др. исследований — 1—3°, при коррекции траектории на межпланетных участках — неск. угловых минут. Для особо тонких астрономич. наблюдений допустимые погрешности О. могут составлять неск. угловых секунд и даже долей угловых секунд. Первая система управления О. была применена в 1959 при фотографировании обратной стороны Луны сов. КА «Луна-3».

Б. В. Раушенбах.

ОРИЕНТА́ЦИЯ РУЧНА́Я, управление ориентацией ручное. Преследует те же цели, что и *ориентация*, осуществляемая автоматически. Её особенность — участие космонавта в управлении. Типичная схема управления О. р. сводится к следующему: 1) космонавт следит за угловым положением КК, наблюдая внеш. ориентиры (Землю, Луну, звёзды) в иллюминаторы или спец. оптич. приборы (об угловом положении и поворотах КК он может судить и по индикаторам, установл. на приборной доске и делающим возможным использование для ручного управления сигналов с гироскопов и др. приборов); 2) в зависимости от получаемой визуальной информации космонавт может отклонением ручки управления включить те или иные *исполнительные органы*.

Повороты ручки управления лишь в простейших случаях непосредственно приводят к включению соответствующих исполнит. органов. Обычно между ручкой управления и исполнит. органами включаются более или менее сложные автоматич. устройства, упрощающие О. р.: отклонением ручки управления подаются сигналы в блоки управления, откуда должным образом изменённые сигналы поступают на исполнительные органы. Возможны комбинированные режимы управления, когда ориентация по одной или двум осям осуществляется автоматически, а по остальным — вручную.

Преимущество О. р. перед автоматич. ориентацией — большая гибкость управления: космонавт может осуществить такие режимы ориентации, к-рые не были предусмотрены заранее, если его к этому вынудит обстановка. Аппаратурно О. р. проще автоматич. ориентации. Входящие в систему управления О. р. автоматич. устройства много проще блоков логики автоматич. систем, т. к. большинство логических операций космонавт выполняет сам.

В совр. КК, как правило, используются системы ориентации, позволяющие проводить ориентацию как автоматически, так и вручную. При этом достигается дублирование системы, что повышает общую надёжность управления. Системы управления О. р. применялись на всех сов. КК, и космонавты многократно пользовались этим режимом управления. В частности, посадка КК «Восход-2», вследствие сбоя в системе автоматич. ориентации, осуществлялась вручную космонавтом П. И. Беляевым.

ОРИЕНТА́ЦИЯ СО́ЛНЕЧНЫХ БАТАРЕ́Й космического аппарата — придание плоскости СБ положения, перпендикулярного солнечным лучам, при к-ром работа СБ наиболее эффективна. О. с. б. достигается соответствующей ориентацией всего КА или выполняется независимо. В последнем случае СБ соединяются с корпусом аппарата шарнирно и поворачиваются к Солнцу спец. приводами, управляемыми по сигналам *датчика солнечного*.

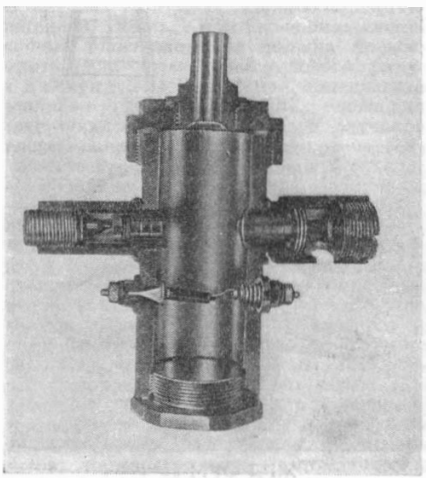
ОРИЕНТИ́РОВАНИЕ человека в пространстве — достоверное представление о положении в пространстве объекта (самолёт, КК и др.), в котором он находится, а также самого человека внутри объекта. О. имеет важное значение в авиации и космонавтике. Можно говорить о том, что человек ориентирован в пространстве, если он правильно представляет себе положение летат. аппарата по отношению к Земле или др. небесному телу, его местонахождение по отношению к определённому ориентиру и направление перемещения по отношению к этому ориентиру. О. может осуществляться прямым наблюдением за внекабинными объектами, инструментальным способом (по показаниям приборов) и смешанным.

В обычных условиях сведения о положении своего тела в пространстве человек получает через вестибулярный аппарат, зрительный и мышечный анализаторы. В невесомости космонавт может ориентироваться только с помощью зрения; при отсутствии зрит. восприятия он очень скоро оказывается в состоянии дезориентации. Возможна и патологическая основа подобного состояния, изучаемая психиатрами и невропатологами.

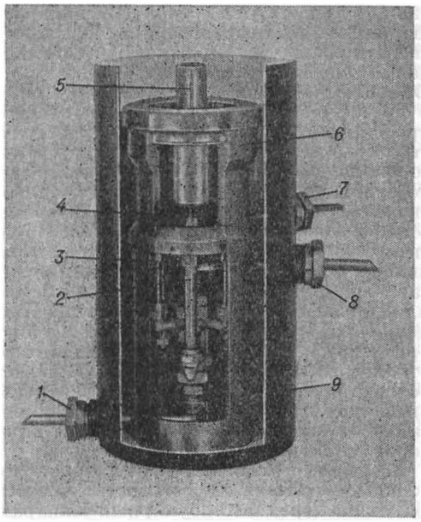
ОРМ (сокр. от опытный ракетный мотор) — серия экспериментальных ЖРД, разработанных по проектам и под руководством В. П. *Глушко* в 1930—38. Спроектировано более 70 ЖРД с индексами ОРМ (ОРМ — ОРМ-70, -101, -102). Все они (кроме ОРМ) имели вытеснительную подачу двухкомпонентного топлива; предназначались гл. обр. для исследования вопросов создания эффективных и надёжных ЖРД; ОРМ-50, -52, -65 использованы в конкретных ЛА.

ОРМ-1 — первый сов. экспериментальный ЖРД. Разработан в 1930. Рассчитан на топливо четырёхокись азота (окислитель) — толуол. При испытании в 1931 на топливе жидкий кислород (окисли-

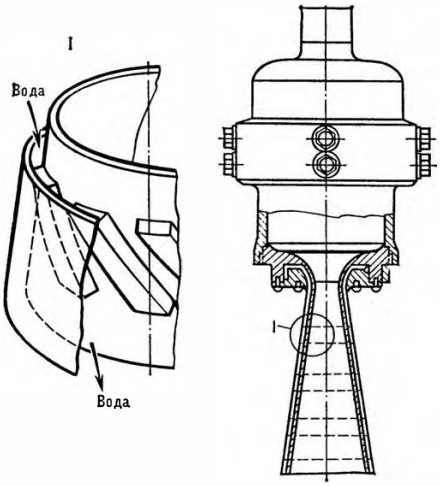
ЖРД ОРМ в разрезе



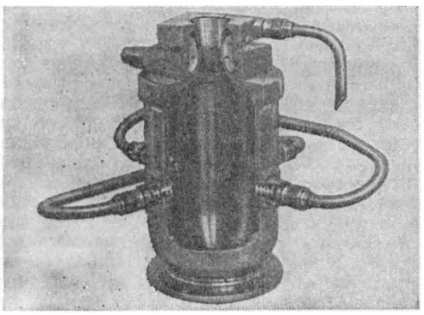
тель) — бензин развил тягу ~ 200 Н, давление в камере сгорания неск. сотен кПа.



ЖРД ОРМ-1 (высота двигателя 400 мм): *1* — штуцер для подвода окислителя; *2* — форсунка окислителя; *3* — форсунка горючего; *4* — камера сгорания; *5* — сопло; *6* — корпус; *7* — штуцер замера давления; *8* — штуцер подвода горючего; *9* — кожух охлаждения (заполняется водой)



ЖРД ОРМ-48



ЖРД ОРМ-50

ОРМ — разработан и испытан в 1931. Работал на смеси окислителя (четырёхокись азота) с горючим (бензин, толуол или бензол), к-рые заливались в цилиндрич. камеру сгорания, снабжённую соплом, и затем воспламенялись. Тяга до 60 Н. ОРМ работал крайне нестабильно, часто взрывался, работы по двигателям такого типа (с монотопливом) были прекращены.

В 1931—32 на ЖРД ОРМ — ОРМ-16 проведено 100 огневых стендовых испытаний. В качестве окислителя использовались жидкий кислород, азотная кислота и растворы в ней четырёхокиси азота, а в качестве горючего — в основном керосин.

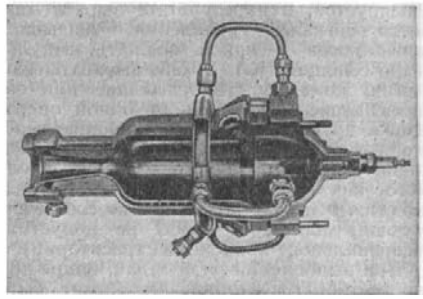
ОРМ-48 — разработан и испытан в 1933 на двухкомпонентном топливе (окислитель — азотная кислота, горючее — керосин). ОРМ-48 отличался конструкцией сопла, к-рое состояло из внутр. стальной стенки с неск. поясами спиральных рёбер и внешней медной рубашки; стенка и рубашка соединялись в одно целое при помощи пайки по вершинам рёбер. В полученные таким путём каналы подавалась вода с целью охлаждения конструкции. ОРМ-48 явился прототипом совр. камер со связанными оболочками (см. *Камера* ЖРД).

ОРМ-50 — разработан в 1933 для экспериментальной ракеты 05 конструкции ГИРД. Топливо двухкомпонентное (окислитель — азотная кислота, горючее — керосин), тяга 1,47 кН, масса 9 кг. Камера сгорания работала при давлении ~ 2,5 МПа, охлаждалась частично топливной завесой, создаваемой форсунками, и частично (в области сопла, снабжённого спиральным оребрением) — окислителем по регенеративной схеме. Зажигание топлива химическое. Изготовлен один экземпляр, к-рый в 1933 прошёл 9 стендовых испытаний общей длительностью св. 4 мин, а затем при попытке пуска ракеты выработал всё топливо, не развив необходимую тягу из-за неисправности системы наддува баков. ОРМ-50 — первый сов. ЖРД, прошедший офиц. стендовые испытания (1933).

ОРМ-52 — разработан в 1933 для экспериментальных ракет РЛА-1 — РЛА-3 (конструкции ГДЛ), мор. торпеды, а также как вспомогат. двигатель для истребителя И-4. По конструкции, топливу и зажиганию аналогичен ОРМ-50, тяга 2,45—2,94 кН, уд. импульс 2060 м/с, давление в камере сгорания 2—2,5 МПа, масса 14,5 кг. Прошёл официальные стендовые испытания в 1933. 2-й экземпляр ОРМ-52 сохранил работоспособность после 29 испытаний общей продолжительностью ~ 9 мин.

ОРМ-65 — разработан в 1936 для ракетопланёра *РП-318* и крылатой ракеты 212 (конструкции С. П. Королёва). Топливо двухкомпонентное: азотная кислота — керосин, макс. тяга ~ 1,72 кН, уд. импульс на установившемся режиме 2110 м/с, давление в камере сгорания ~ 2,5 МПа, масса 14,3 кг, зажигание топлива пиротехническое, пуск ручной либо автоматический, тяга регулируемая. Камера сгорания имела завесное и регенеративное охлаждение. ОРМ-65 прошёл в 1936 официальные стендовые испытания, в 1937—38 — наземные испытания на РП-318 и ракете 212, а в 1939 — лётные испытания на ракете 212. Один из экземпляров ОРМ-65 прошёл 50 испытаний общей продолжительностью свыше 30 мин, в т. ч. до ремонта 45 испытаний общей длительностью св. 28 мин. ОРМ-65 — первый сов. ЖРД, пригодный для пилотируемого полёта. В 1940 лётчик В. П. *Фёдоров* совершил полёт на ракетопланёре РП-318 с двигателем, являющимся модификацией ОРМ-65.

ОРМ-50, -52, -65 — первые в мире ЖРД, работавшие на топливе с азотнокислотным окислителем. *В. И. Прищепа.*



ЖРД ОРМ-65

ОРТОСТАТИ́ЧЕСКАЯ ПРО́БА (от греч. orthós — прямой, statós — стоящий) — функциональная проба для оценки состояния компенсаторных механизмов сердечно-сосудистой системы, противодействующих перемещениям крови под влиянием силы тяжести. О. п. проводится в 2 вариантах: пассивная — перемещение человека из горизонтального положения в вертик. с помощью вращающейся платформы ортостатич. стола, и активная — самостоятельный быстрый переход человека из лежачего положения в положение стоя на обеих ногах с опущенными руками. В норме О. п. не вызывает к.-л. функциональных расстройств и не сопровождается неприятными субъективными ощущениями; макс. артериальное давление понижается в пределах 1300 Па (~ 10 мм рт. ст.), пульс либо не меняется, либо учащается незначительно. Неблагоприятная О. п. характеризуется бо́льшим падением макс. артериального давления при возрастании частоты пульса на 30—40 ударов, что может сопровождаться потемнением в глазах, головокружением и развитием предколлаптоидного состояния (см. *Ортостатический коллапс*). Понижение устойчивости к О. п. наблюдается у людей, перенёсших длит. ограничение подвижности, *гипоксию*, перегревание находившихся в состоянии невесомости.

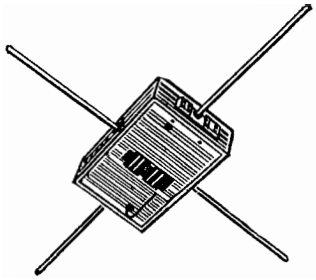
ОРТОСТАТИ́ЧЕСКИЙ КОЛЛА́ПС гравитационный — острая недостаточность кровообращения, возникающая после активного или пассивного перемещения человека из горизонтального положения в вертикальное. Субъективные симптомы предколлапса — стеснения в груди, потемнение в глазах, внезапное появление холодного пота, тошнота с позывами на рвоту, бледность кожного покрова, лица, синюшность нижних отделов конечностей, головокружение, тахикардия с переходом в резкую брадикардию. В основе О. к. лежит нарушение спец. регуляторных механизмов, предназнач. для противодействия оттоку крови в области тела, расположенные ниже уровня сердца. Предрасполагающие к О. к. факторы: длит. пребывание человека в горизонтальном положении, а также в условиях, ограничивающих мышечную деятельность, перегревание. Ортостатич. неустойчивость может наблюдаться у экипажа КК или орбит. станции после длит. пребывания в состоянии невесомости. См. также *Ортостатическая проба*.

О́СИ ракеты-носителя и космического аппарата — три

воображаемые взаимно перпендикулярные прямые, пересекающиеся в центре масс РН (КА) и связанные с его корпусом. Из-за большого разнообразия внеш. форм КА их О. не имеют определённых назв., подобных принятым в самолётостроении (напр., продольная О., поперечная О.). Лишь у РН и у искусств. спутников, имеющих *орбитальную ориентацию*, используют названия О., соответствующие принятым для РН и таких искусств. спутников названиям угловых координат (см. *Тангажа*, *курса*, *крена углы*).

ОСИ ОРИЕНТА́ЦИИ — триэдр осей, относительно к-рых происходит управление ориентацией КА. О. о. обычно мыслятся находящимися в центре масс КА, а их угловое движение не зависит от углового движения корпуса КА и определяется задачами, стоящими перед КА. Углы между триэдром О. о. и триэдром осей, жёстко связанных с корпусом КА, определяют фактическую точность ориентации и наз. углами ориентации. Различают О. о.: движущиеся поступательно, вращающиеся (при постоянном направлении вектора их угловой скорости), следящие. Подробнее см. в ст. *Ориентация*.

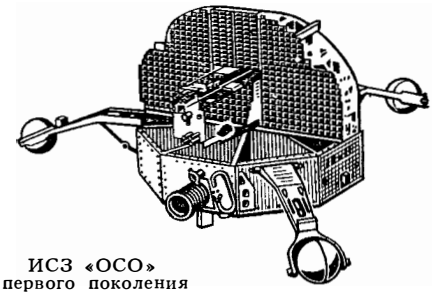
«ОСКАР» (англ. OSCAR, сокр. от Orbiting Satellite Carrying Amateur Radio — спутник, несущий любительский передатчик) — наименование серии ИСЗ для использования радиолюбителями. Изготовлялись вначале амер. радиолюбителями, затем радиолюбителями др. стран и Междунар. ассоциацией радиолюбителей. Предназначены также для изучения распространения радиоволн и нек-рых исследований. Запускаются в качестве дополнит. полезного груза вместе с др. ИСЗ с помощью РН «Тор-Аджена», «Титан-3С», «Тор-Дельта» и «Торад-Дельта». Масса от 4,5 до 29,5 кг. Корпус — параллелепипед или призма (макс. размер 42,4 × 43,4 см). Электропитание от СБ или аккумуляторных батарей. На орбите «О.» не стабилизируется. Использует частотные диапазоны, отведённые для радиолюбителей (29 и 145 МГц). ИСЗ «О.-7» обеспечивал возможность вести переговоры по 35 каналам, а также передавал телеметрич. информацию по 84 каналам. Сообщалось, что ИСЗ «О.-6» использовался 2400 радиолюбителями в США и в 87 зарубежных странах, в т. ч. в СССР (более 50 радиолюбителей). ИСЗ «О.-9», созданный радиолюбителями ФРГ, запущен РН «Ариан» в мае 1980, но на орбиту не вышел. Сведения о запусках ИСЗ «О.» см. в приложении III.



ИСЗ «ОСКАР»

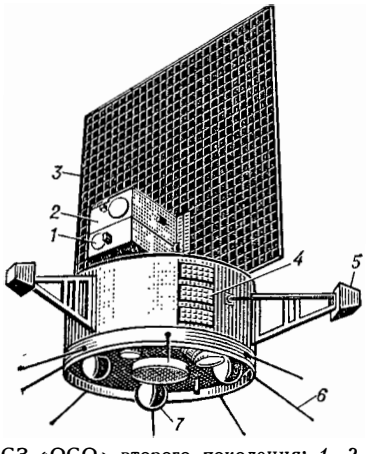
ОСКУЛИ́РУЮЩАЯ ОРБИ́ТА для момента времени t — эллиптическая, гиперболическая или параболическая орбита, по к-рой происходило бы движение материальной точки, если бы в момент t прекратилось действие *сил возмущающих*. В возмущённом движении истинная орбита в каждый момент времени соприкасается (лат. osculatio — касание, букв.— поцелуй) с О. о., соответствующей этому моменту. Поэтому истинную орбиту можно рассматривать как непрерывно изменяющуюся О. о. (см. *Эволюция орбит*). Элементы О. о. наз. оскулирующими элементами. Если возмущения достаточно малы, то на небольшом интервале времени истинная орбита близка к оскулирующей, вычисл. на момент t.

«ОСО» (англ. OSO, сокр. от Orbiting Solar Observatory — орбитальная солнечная обсерватория) — наименование серии американских ИСЗ для наблюдения Солнца и астрофизических исследований.



ИСЗ «ОСО» первого поколения

Масса ИСЗ «ОСО» 1-го поколения («ОСО-1» — «ОСО-7») 208—640 кг, масса науч. приборов 82—208 кг. Корпус состоит из двух шарнирно соединённых секций, одна из к-рых вращается, а другая на дневной стороне Земли сохраняет постоянную ориентацию относительно Солнца. Вращающаяся секция имеет форму 9-гранной призмы, секция, ориентированная на Солнце,— форму полудиска. Общая выс. 0,94—1,8 м. Электропитание от ориентированных СБ. Вращающаяся секция (90 об/мин) обеспечивает стабилизацию ИСЗ. Для раскрутки, поддержания постоянной скорости вращения и ориентации оси вращения служат микродвигатели на сжатом азоте, смонтированные на откидывающихся кронштейнах. Ориентированная секция наводится на Солнце с погрешностью ±1′. В системе ориентации используются солнечные датчики.



ИСЗ «ОСО» второго поколения: *1*, *2* — ультрафиолетовые спектрометры; *3* — панель солнечных батарей ориентированной секции; *4* — вращающаяся секция; *5* — противовес; *6* — антенна метрового диапазона; *7* — баллон со сжатым азотом для микродвигателей

Масса ИСЗ «ОСО» 2-го поколения («ОСО-8») 1084 кг, масса науч. приборов 374 кг. Общая выс. 3,12 м. СБ на ориентированной секции имеет мощность 340 Вт. Стабилизация обеспечивается вращающейся секцией (6 об/мин).

Ориентированная секция ИСЗ «ОСО» обоих поколений несёт приборы для регистрации УФ, рентгеновского и гамма-излучения Солнца и для наблюдения солнечной короны. Во вращающейся секции размещаются приборы для исследования энергетич. спектра и пространств. распределения протонов и электронов, регистрации рентгеновского и гамма-излучения небесных объектов, космич. лучей, заряж. частиц, изучения ночного свечения неба, измерения альбедо Земли, регистрации метеорных частиц. Пространств. разрешение, обеспечиваемое приборами ориентированной секции ИСЗ 1-го поколения, — (20—30), 2-го поколения — (1—3), спектральное разрешение соответственно 1 и 0,1 нм. ИСЗ «ОСО» позволили охватить наблюдениями весь 11-летний солнечный цикл. Для запусков использовались РН «Тор-Дельта» и «Торад-Дельта». Сведения о запусках ИСЗ «ОСО» см. в приложении III.

ОСТАНО́В жидкостного ракетного двигателя — нестационарный *режим работы* ЖРД при его выключении, к-рое производится прекращением подачи топлива в ГГ и камеру путём закрытия соответствующих (отсечных) клапанов. Последовательность их срабатывания определяется установленным законом изменения тяги для исключения недопустимых динамических нагрузок на РН (КА) и условиями сохранности конструкции ЖРД (необходимо исключить опасное повышение давления и темп-ры в агрегатах, частоты вращения ТНА и т. д.). При О. может производиться удаление топлива из полостей ЖРД путём их продувки нейтр. газом и открытия дренажных клапанов. Нередко перед О. ЖРД переводится на стационарный пониженный режим, наз. конечной ступенью. Указанные операции позволяют, в частности, уменьшить значение *импульса последействия* ракетного двигателя и его разброс.

ОСТА́ТОЧНАЯ УГЛОВА́Я СКО́РОСТЬ космического аппарата — 1) угловая скорость КА после окончания режима гашения угловой скорости. В ряде случаев О. у. с. строго ограничивается и, напр., при *гравитационной системе ориентации* не должна превосходить неск. сотых долей углового градуса в секунду. 2) В системах *ориентации ручной* — угловая скорость, лежащая ниже порога чувствительности датчиков угловой скорости, установленных на КК, и равная наибольшей угловой скорости, к-рую может иметь КК при брошенной ручке управления.

ОСУШИ́ТЕЛЬНАЯ УСТАНО́ВКА на космодроме — устройство, входящее в состав *компрессорных станций* и установок разделения воздуха и предназначенное для осушки сжатого газа или воздуха до значения относительной влажности, соответствующего заданной точке росы. О. у. состоит из системы *адсорберов*, заполненных высокопористым адсорбентом (*силикагелем*, алюмогелем, *цеолитом* и др.), электронагревателя газа для поочерёдной регенерации адсорбентов, терморегулятора, автоматически

поддерживающего темп-ру газа в процессе регенерации, и системы трубопроводов с запорной и регулирующей арматурой. Время защитного действия О. у. 10—12 ч, время регенерации 2—5 ч.

ОСУ́ШКА ВО́ЗДУХА в кабине космического аппарата — удаление водяных паров из *атмосферы кабины* с целью снижения влажности воздуха до комфортной. Существуют хим., физико-хим. и физ. методы О. в. Хим. относятся к нерегенеративным, остальные — к регенеративным. Хим. методы О. в. основаны на связывании водяных паров нек-рыми веществами. Система О. в., основанная на использовании этих методов, получается тяжёлой. Её целесообразно применять для снятия пиковых выделений влаги в течение короткого промежутка времени и в определённых объёмах. Физико-хим. методы основаны на использовании сорбционных и хемосорбционных процессов, протекающих в твёрдых и жидких сорбентах. В системах регулирования влажности в кабинах КА получили применение такие сорбенты, как *силикагели*, активированный уголь, синтетич. *цеолиты*. В основе физ. методов лежит использование явлений конденсации и вымораживания водяных паров. В силу их простоты и надёжности они получили широкое применение в системах *кондиционирования воздуха* в кабинах обитаемых КА (см. *Холодильник-конденсатор*).

ОСЬ МИ́РА — прямая, проходящая через центр *небесной сферы* и параллельная оси вращения Земли. Пересекает небесную сферу в двух диаметрально противоположных точках P и P', наз. соответственно сев. и юж. полюсами мира.

ОТБО́Р И ПОДГОТО́ВКА КОСМОНА́ВТОВ. При отборе лиц из числа добровольцев использовалась система медицинского отбора военных лётчиков (СССР) и лётчиков-испытателей (США), из к-рых и были подготовлены первые *космонавты*. В последующем, когда в состав экипажей включались бортинженеры и науч. работники, отбор проводился из гражданских лиц, участвующих в создании космич. техники или в подготовке экспериментов.

Отбор кандидатов в космонавты в СССР включает амбулаторное и стационарное обследование, а также систематич. мед. наблюдение в процессе подготовки. При амбулаторном обследовании выявляются явная патология и физиол. нарушения, являющиеся абсолютными противопоказаниями для допуска к космич. полётам. В стационарных условиях выявляются скрытая патология и начальные доклинические формы заболеваний и функциональные резервы систем организма. Большое внимание уделяется психологич. обследованиям с целью выявления: характерологич. особенностей личности, поведенческих и эмоциональных реакций при воздействии стрессовых нагрузок; совместимости при групповой деятельности, что особенно важно при формировании экипажей для длит. полётов. Кандидаты, успешно закончившие стационарное обследование, проходят спец. собеседование с целью выявления способностей и уровня подготовки в технич. дисциплинах. В случае положительного заключения комиссии, представляющей специалистов-разработчиков по системам ракетно-космич. техники, кандидаты зачисляются в состав отряда космонавтов.

В США в космонавты отбирались лица, которые удовлетворяли военно-мед. стандартам по отбору лётчиков, дополненным спец. тестами (в большей степени психологическими). С целью выявления интеллектуальных способностей кандидатов к технич. и математич. дисциплинам, претендент после заполнения спец. анкеты и четырёхкратного собеседования оценивался по девятибалльной системе; в последующем эта система несколько видоизменилась, но принципы её сохранились.

Подготовка сов. космонавтов — система мероприятий, призванная обеспечить готовность космонавтов к космич. полёту. Основная роль в программе подготовки космонавтов принадлежит технич. подготовке, в процессе к-рой космонавты изучают КК, орбит. станцию, РН, полётное задание, приобретают на тренажных средствах навыки управления КК, станцией и их системами в штатных и аварийных режимах. Техническая подготовка проводится поэтапно с использованием теоретич. и практич. форм занятий на базе организации-разработчика (в учебных классах, проектных и испытат. подразделениях, на стендовой базе и реальных изделиях), в учебных классах и на тренажёрах *Центра подготовки космонавтов* им. Ю. А. Гагарина. Технич. подготовка завершается теоретич. и практич. экзаменами экипажей, на к-рых выявляется инженерно-технич. уровень готовности экипажей к предстоящему космич. полёту.

В комплекс мероприятий входят также общая подготовка (лётная, парашютная, медико-биол. и физическая) и теоретическая подготовка (по астрономии, физике космоса, динамике полёта, ракетной технике, навигации, связи, метеорологии, космич. биологии и медицине и др.). Лётная и парашютная подготовка направлена на поддержание навыков управления своим телом в безопорном пространстве, ориентации, переносимости стрессовых нагрузок и др. Медико-биол. подготовка включает: ознакомление с реакциями организма на действие факторов космич. полёта, повышение устойчивости организма к их воздействию, что достигается при длит. пребывании в *сурдокамере*, термобарокамере, при вращении на *центрифуге*, полёте на самолётах (кратковрем. невесомость, нагрузки на вестибулярный аппарат, и др.). Систематич. физ. тренировка нацелена на повышение общей устойчивости организма к действию неблагоприятных факторов внеш. среды, профессион. качеств космонавта (внимание, координация движений, эмоциональная устойчивость, волевые качества и т. д.).

Усложнение программ космич. полётов и включение в состав экипажей учёных, инженеров и врачей потребовало некоторого изменения в системе подготовки космонавтов-исследователей и космонавтов-испытателей. Первый этап подготовки проводится без отрыва от их осн. работы. При этом большое внимание уделяется физ. и *вестибулярным тренировкам*.

Методы подготовки сов. и амер. космонавтов имеют много общего.

А. С. Елисеев.

ОТВЕРДИ́ТЕЛИ твёрдых ракетных топлив — вещества, обусловливающие процесс, при к-ром жидкие (или используемые в виде расплавов или растворов) полимеры необратимо превращаются в твёрдые нерастворимые и неплавкие материалы. По характеру действия О. делят на собственно О., молекулы к-рых вступают в хим. связь с молекулами полимеров, и на катализаторы и инициаторы отверждения. В качестве О. используют полифункциональные вещества, конкретный выбор к-рых определяется типом функциональных групп отверждаемого полимера. О. должны удовлетворять нек-рым общим технологич. требованиям: растворяться в исходном полимере, обеспечивать достаточное время, в течение к-рого полимер сохраняет способность к переработке в пластич. состоянии, быть нетоксичными и др. О. входят в состав *твёрдого ракетного топлива* в качестве компонента полимерного горючего (*связующего*).

ОТВЕ́ТСТВЕННОСТЬ ЗА УЩЕ́РБ, причинённый космическими объектами,— регламентируется ст. VII *Договора о космосе 1967* и специальной Конвенцией, подписанной в Москве, Лондоне и Вашингтоне 29.3.1972 (вступила в силу 1.9.1972). Текст Конвенции обсуждался в 1962—71 в юридич. подкомитете Комитета ООН по космосу. Были представлены 5 проектов (Венгрией, Бельгией, США, Индией, Италией). 29.11.1971 Ген. Ассамблея ООН одобрила Конвенцию о международной ответственности за ущерб, причинённый космическими объектами. Конвенция состоит из преамбулы и 25 статей, в к-рых подробно рассматриваются возможные случаи ущерба и порядок его возмещения. Конвенция установила перечень видов ущерба, подлежащего возмещению: «лишение жизни, телесное повреждение или иное повреждение здоровья; либо уничтожение или повреждение имущества государств, либо физических или юридических лиц или имущества международных межправительственных организаций» (ст. 1). Другие виды ущерба по Конвенции возмещению не подлежат. Конвенция предусматривает междунар. ответственность за ущерб, причинённый не только на поверхности Земли или в воздухе (возд. судну в полёте), но и космич. объекту другого гос-ва. Конвенция не применяется к случаям ущерба, причинённого гражданам запускающего гос-ва, а также иностранным гражданам в то время, когда они участвуют в операции, связанной с космич. объектом, или находятся по приглашению запускающего гос-ва в непосредств. близости от р-на запланированного запуска или возвращения объекта. Эти лица должны добиваться возмещения причинённого им ущерба не в междунар., а в нац. плане путём подачи иска в судебные и др. инстанции запускающего гос-ва.

Конвенция устанавливает солидарную О. за у. в тех случаях, когда запуск космич. объекта производят совместно 2 или более гос-в (гос-во, с территории или установок к-рого производится запуск космич. объекта, рассматривается в качестве участника совм. запуска). Солидарная О. за у. означает, что гос-во, предъявляющее претензию, может потребовать возмещения ущерба от любого из участников совм. запуска, от неск. из них или сразу от всех вместе; при этом гос-во, возместившее ущерб, вправе предъявить регрессный иск к др. гос-вам — участникам совм. запуска. Участники совм. запуска могут заключить соглашения о распределении между собой финансовых обязательств, по к-рым они несут солидарную ответственность. Осн. положения Конвенции распространяются на любую междунар. межправительств. орг-цию при условии заявления с её стороны о принятии на себя прав и обязанностей, предусмотренных в Конвенции, а также участия большинства

гос-в — членов этой орг-ции в настоящей и в Договоре о космосе 1967. Конвенция предусматривает, что запускающее гос-во несёт абсолютную ответственность за выплату компенсации за ущерб, причинённый его космич. объектом на поверхности Земли или возд. судну в полёте. Освобождение от такой О. за у. предоставляется в той мере, в какой запускающее гос-во докажет, что ущерб полностью или частично произошёл по вине потерпевшего гос-ва либо физ. и юридич. лиц, к-рых оно представляет. При этом под виной понимается как грубая неосторожность, так и действия или бездействия, совершённые с намерением нанести ущерб.

Более строгая междунар. ответственность устанавливается за ущерб, причинённый в результате неправомерной с точки зрения междунар. права космич. деятельности. В подобном случае никакого освобождения от ответственности не предоставляется. Поэтому если даже потерпевшая сторона и виновна в причинённом ей ущербе, она не теряет права требовать выплаты полного возмещения за ущерб. Гос-ва несут абсолютную солидарную О. за у., причинённый третьему гос-ву в результате столкновения космич. объектов в любом месте, помимо поверхности Земли. Размер компенсации распределяется между гос-вами, космич. объекты к-рых столкнулись, в зависимости от степени вины каждого из них. Если степень вины установить невозможно, то компенсация за причинённый третьему гос-ву ущерб распределяется поровну.

Конвенция определяет порядок предъявления и рассмотрения претензий о возмещении ущерба. Согласно Конвенции, претензия о компенсации за ущерб предъявляется запускающему гос-ву по дипломатич. каналам. Если никакого урегулирования претензии не достигается путём дипломатич. переговоров, то заинтересованные стороны могут создать по требованию одной из сторон Комиссию по рассмотрению претензий. Комиссия состоит из трёх членов: двух, назначаемых соответственно государством-истцом и запускающим гос-вом, и председателя, выбираемого совместно двумя сторонами. Если в течение 4 мес с момента предъявления требования о создании Комиссии не удалось договориться относительно выбора её председателя, то любая из сторон может обратиться к Ген. Секретарю ООН с просьбой назначить председателя в течение последующего двухмесячного периода. Все решения и определения Комиссии по рассмотрению претензий выносятся большинством голосов. В тех случаях, когда несколько гос-в выступают в качестве истцов или ответчиков, они коллективно назначают одного члена Комиссии. Следовательно, состав Комиссии в любом случае не превышает трёх членов. Если одна из сторон не производит назначения в двухмесячный срок, председатель по просьбе другой стороны выступает в качестве единоличной Комиссии по рассмотрению претензий. Решение Комиссии является окончательным и обязательным, если об этом была достигнута договорённость между сторонами. В ином случае Комиссия выносит окончат. определение рекомендат. характера, к-рое стороны рассматривают в духе доброй воли.

Конвенция не препятствует заключению гос-вами междунар. соглашений, подтверждающих, дополняющих или расширяющих её положения. Текст Конвенции в СССР опубликован в журнале «Международная жизнь», 1972, № 5. См. также *Космическое право международное.* *Г. П. Жуков.*

ОТНОСИ́ТЕЛЬНАЯ МА́ССА турбонасосного агрегата — отношение массы ТНА к его мощности. Обозначение — $m_{отн}$. Выражается в г/кВт. По мере развития ЖРД О. м. ТНА снижается: напр., соответствующие значения для *РД-107* и *РД-253* равны 62 и 12,7 г/кВт.

«ОТРАГ» (нем. OTRAG, сокр. от Orbital Transport und Raketen Aktiengesellschaft — акционерное общество по созданию орбитальных ракет-носителей) — наименование серии многоступенчатых жидкостных РН западногерманского акционерного общества ОТРАГ. Эти РН предполагают предоставлять на коммерч. основе любым потребителям. Планируется создание серии РН «О.», рассчитанных на вывод разл. полезного груза на орбиты разной высоты. Модель РН с наиболее высокими энергетич. характеристиками «О.-10 000» должна выводить 10 т на орбиту выс. 300 км или 1,5—2 т на стационарную орбиту. Все РН комплектуются из отдельных блоков, каждый из к-рых включает топливный бак диам. 0,3 м (с окислителем или с горючим) и ЖРД тягой 30 кН, работающий на азотной кислоте и керосине. Система подачи вытеснительная. Каждая ступень состоит из большого числа блоков, объединённых в пары: блок с окислителем и блок с горючим. Расположение ступеней параллельное—концентрич. слоями. Первая ступень — внеш. слой, последняя — внутренний. При отделении ступени сбрасывается очередной слой. Согласно проекту, в зависимости от потребных энергетич. характеристик варьируются число ступеней (до шести), число блоков (до 600) и длина каждого блока (до 40 м). Обечайки баков изготовляются из нержавеющей стали (на автоматич. установке подобно трубам), днища — из алюминиевого сплава. Управление полётом — путём дросселирования тяги части РД. Трёхпозиционные клапаны, связанные с вычислит. устройством на каждом РД, могут обеспечить его работу на номинальной тяге, на 50% номинальной тяги или выключение в полёте. Вычислит. устройства работают по командам инерциальной системы наведения. По возможности, на РН используются серийно выпускаемые пром-стью для других целей узлы, детали и устройства.

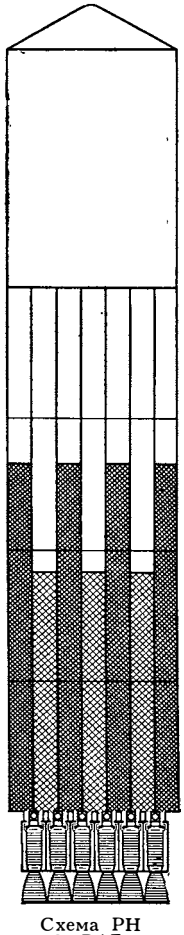
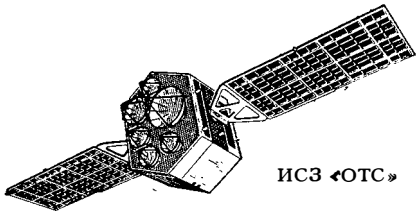


Схема РН «ОТРАГ»

Для лётных испытаний был создан полигон в Заире. В мае 1977, мае и июне 1978 на этом полигоне проведены пуски экспериментальных одноступенчатых ракет, состоящих из четырёх блоков. При первом пуске РН поднялась на выс. 20 км, при втором — на 30 км, третий пуск аварийный. В 1979 пр-во Заира расторгло договор с об-вом ОТРАГ. Работы на полигоне в Заире прекратились. Первые запуски с нового полигона, находящегося в пустыне Сахара (~ 1000 км от г. Триполи), проведены в 1980. В 1981 и этот полигон был закрыт. От создания РН об-во временно отказалось и сосредоточило усилия на создании географич. ракет.

«ОТС» (англ. OTS, сокр. от Orbital Test Satellite — спутник для испытаний на орбите) — наименование экспериментального ИСЗ связи *Европейского космического агентства.* Масса ИСЗ 860 кг. Корпус — многогранная призма с поперечным размером 2,18 м, высота вместе с антенным блоком 2,1 м, размах панелей СБ 8,6 м. Непосредственно после выхода ИСЗ на орбиту СБ обеспечивают мощность 750 Вт, в конце расчётного периода активного существования (3 года) —



ИСЗ «ОТС»

600 Вт. Для электропитания в периоды захода ИСЗ в тень Земли служат аккумуляторные батареи. В трёхосной системе ориентации и для коррекции стационарной орбиты используются микродвигатели, работающие на продуктах разложения гидразина. Расчётная погрешность ориентации по крену и тангажу ±0,17°, по рысканью ±0,45°, погрешность удержания ИСЗ в заданной точке стационарной орбиты ±0,1°. Для перевода ИСЗ с переходной орбиты на стационарную служит бортовой РДТТ. Ретрансляц. система обеспечивает радиотелефонную связь одновременно по 7200 каналам. Антенный блок делится на 2 подблока. Подблок А, представляющий собой уменьшенный вариант будущего эксплуатац. образца, включает две приёмные антенны с диаграммой направленности 7,5 × 4,25°, одну передающую антенну с узкой (2,5°) и одну передающую антенну с широкой диаграммой направленности. На первую передающую антенну работают два ретранслятора с шириной полосы по 120 МГц, на вторую — два ретранслятора с шириной полосы по 40 МГц. Подблок В, предназнач. для экспериментов в области узкополосной связи, а также для изучения распространения радиоизлучения, включает приёмную и передающую антенны с двойной круговой поляризацией (ширина диаграммы направленности 5 × 3,5°). На эти антенны работают два ретранслятора с шириной полосы по 5 МГц. ИСЗ «ОТС-1» был запущен 13.9.1977 амер. РН «Торад-Дельта», но на орбиту не вышел. ИСЗ «ОТС-2» 11.5.1978 выведен РН «Торад-Дельта» на стационарную орбиту над 10° в. д. Станции для экспериментов по связи с использованием этого ИСЗ созданы в Великобритании, Испании, Италии, Франции и ФРГ.

ОТСЕ́ЧКА ТЯ́ГИ ракетного двигателя твёрдого топлива —

выключение РДТТ. См. *Ракетный двигатель твёрдого топлива.*

ОТХО́ДЫ ЖИЗНЕДЕ́ЯТЕЛЬНОСТИ — твёрдые, жидкие и газообразные выделения в окружающую среду в процессе жизнедеятельности организма, являющиеся конечными продуктами происходящего в нём обмена веществ. Выделение (экскреция) О. ж. осуществляется в результате работы разл. органов, направленной на удаление из организма ненужных или вредных веществ. Состав и кол-во О. ж. в общем случае определяется обменом веществ организма, его состоянием, потребляемой пищей и условиями окружающей среды. О. ж. человека составляют в осн. моча, экскременты, газовлаговыделения через лёгкие и кожу и др. К О. ж. человека относят также механически отторгаемые части волосяного покрова и ногтей. О. ж. необходимо обрабатывать консервантами и складывать в спец. ёмкости или удалять из КК. При длит. космич. полётах возрастает роль *утилизации отходов жизнедеятельности.* См. *Ассенизационно-санитарное устройство.*

«ОФО» (англ. OFO, сокр. от Orbiting Frog Otolith — отолитовый аппарат лягушки на орбите) — наименование американского ИСЗ для изучения влияния чередующихся периодов невесомости и ускорений на отолитовый аппарат лягушки. Масса ИСЗ 133 кг, корпус — восьмигранная пирамида, переходящая в усечённый конус со скругл. вершиной (длина корпуса 1,19 м, макс. поперечный диаметр 0,76 м). Электропитание от хим. батареи (ресурс 6 сут). Две лягушки помещались в наполненную водой центрифугу. Темп-ра воды регулировалась в пределах (15,6 ± 2,5) °С. ИСЗ снабжён системами циркуляции воды и обогащения её кислородом. В отолитовые аппараты лягушек были вживлены датчики. ИСЗ «ОФО» выведен 9.11.1970 РН «Скаут» на орбиту с выс. в перигее 290 км, выс. в апогее 507 км, наклонением 37,4°; период обращения 92,8 мин.

ОХА́ПКИН Сергей Осипович (1910—1980) — советский учёный и конструктор в области ракетно-космической техники, доктор технич. наук (1958), засл. деят. науки и техники РСФСР (1970), Герой Социалистич. Труда (1957). Чл. КПСС с 1958. После окончания в 1938 МАИ им. С. Орджоникидзе работал в авиац. пром-сти. В 1956—1976 зам. гл. конструктора. Работы в области динамики и прочности конструкции РН и др. ЛА; участвовал (под рук. С.П.Королёва) в создании РН «Восток». Ленинская пр. (1966). Награждён 2 орденами Ленина и медалями.

С. О. Охапкин

ОХЛАЖДА́ЮЩАЯ СПОСО́БНОСТЬ ТО́ПЛИВА — важная характеристика компонента *жидкого ракетного топлива* (обычно горючего), используемого для проточного охлаждения стенок камеры РД. По условиям наибольшей эффективности охлаждения двигателя этот компонент должен обладать: высокой уд. теплоёмкостью, хорошей теплопроводностью, значит. теплотой парообразования, высокой темп-рой кипения, высокой хим. стойкостью против разложения при высокой темп-ре в охлаждающем тракте двигателя, наименьшей возможной вязкостью и наименьшим коэф. поверхностного натяжения.

ОХЛАЖДЕ́НИЕ криогенного топлива — искусственное понижение температуры криогенного топлива на несколько градусов ниже его точки кипения. *Заправка* и дозирование охлаждённого топлива облегчаются из-за отсутствия кипения; у РН, находящейся на ПУ в заправл. состоянии, и во время полёта потери на испарение снижаются; плотность топлива возрастает. О. может быть осуществлено неск. способами. При одном из них заправляемый компонент пропускается через теплообменник, омываемый хладагентом с более низкой темп-рой, чем темп-ра кипения топлива (напр., кислород пропускается через змеевик, опущенный в ванну с жидким азотом, имеющим темп-ру кипения —196 °С, или же змеевик охлаждается газообразным гелием, охлаждённым до —200 °С). При др. способе заправл. в РН кипящий компонент топлива циркулирует по кольцу: бак РН — центробежный насос — холодильная газовая машина с гелиевым циклом — бак, причём в холодильной машине и происходит О. охлаждённым до —200 °С газообразным гелием; одновременно осуществляется *обратная конденсация* топлива (оба эти способа наз. прямым охлаждением). Применяется О. криогенного топлива вакуумированием: отсасывая из ёмкости пары топлива, создают в ней пониж. давление, к-рому соответствует более низкая темп-ра кипения топлива, вследствие чего оно начинает интенсивно испаряться. Т. к. при этом от жидкости отбирается теплота, необходимая для испарения части топлива, темп-ра оставшегося топлива снижается. Этот способ иногда применяется для О. жидкого кислорода и азота, но он связан с большими потерями жидкости на испарение.

ОХЛАЖДЕ́НИЕ топливных коммуникаций — искусственное понижение темп-ры заправочных трубопроводов, гидравлической арматуры и корпусов насосов *заправочной системы*, а также топливных баков РН до температуры, близкой к температуре кипения используемых низкокипящих или криогенных топлив. Производится с целью устранения опасности интенсивного вскипания топлива при *заправке* с соответствующим резким повышением давления в заправочных магистралях и топл. баках РН. Кроме того, при внезапном резком охлаждении магистралей и топл. баков возникают температурные деформации, к-рые могут привести к потере герметичности системы, а в тёплом насосе создаётся газовая пробка, препятствующая выходу насоса на нормальный режим. Перед заправкой в топл. коммуникации из заправочных ёмкостей под небольшим давлением наддува подаётся в небольших кол-вах криогенное топливо, к-рое испаряется в заправочных магистралях, и газ, сначала перегретый, а в процессе охлаждения приобретающий всё более низкую темп-ру, протекает через баки РН, выходя в атмосферу через дренажно-предохранительные клапаны баков. При достижении в заправочной системе и баках темп-ры, близкой к темп-ре кипения криогенного топлива, операция О. заканчивается и начинается заправка РН. О. применяется также перед повторными пусками в космическом полёте ЖРД, работающих на криогенном топливе.

Л. Пал

В. В. Парин

«П-76-5» (англ. P-76-5) — наименование американского ИСЗ, предназначенного для изучения прохождения радиосигналов через ионосферу. Передатчики ИСЗ, работающие в 10 диапазонах (от метрового до сантиметрового), используют дипольную антенну. Для траекторных измерений служит доплеровская система, работающая на частотах 150 и 400 МГц. Система ориентации и стабилизации гравитационная. ИСЗ создан на базе навигац. ИСЗ «Транзит». Выведен 22.5.1976 РН «Скаут» на орбиту с выс. в перигее 996 км, выс. в апогее 1059 км, наклонением 99,68°; период обращения 105,73 мин.

ПАВИЛЬО́Н «КО́СМОС» на ВДНХ — см. *Музеи космонавтики и ракетно-космической техники.*

«ПАГЕОС» (англ. PAGEOS, сокр. от Passive Geodetic Earth Orbiting Satellite — пассивный геодезический спутник Земли) — наименование американского пассивного надувного ИСЗ для геодезических измерений. Аналогичен пассивному связному ИСЗ «*Эхо*-1». Масса 57 кг, диам. (в надутом состоянии) 30 м. Оболочка толщиной 12,7 мкм изготовлена из плёнки «майлар» (полиэтилентерефталат) с алюминиевым покрытием, нанесённым методом осаждения паров. В оболочку помещено 4,5 кг бензоидной кислоты и 9 кг антрахинона, к-рые при соединении образуют газ, надувающий оболочку. Сложенная оболочка (объём 0,14 м³ при старте) помещается в контейнер из магниевого сплава (масса 18 кг, диам. 0,7 м), состоящий из двух половин, к-рые на орбите с помощью взрывных болтов разделяются. «П.» выведен 23.6. 1966 РН «Тор-Аджена» на орбиту с выс. в перигее 4210 км, выс. в апогее 4263 км, наклонением 86,97°; период обращения 181,3 мин. Геодезич. измерения осуществляются путём фотографирования ИСЗ на фоне звёздного неба одновременно из двух (или больше) наземных пунктов. С Земли «П.» виден как звезда третьей величины.

ПАЛ (Pál) Ленард (р. 1925) — венгерский учёный в области ядерной физики, акад. Венгерской АН (1974; чл.-корр. 1961). Чл. ВСРП с 1945. По окончании ун-та работал в Ин-те экспериментальной физики, был генер. директором Центр. ин-та физич. исследований Венгерской АН, пред. Госкомитета по технич. развитию ВНР, пред. Госкомитета по атомной энергии ВНР. С 1980 генер. секретарь Венгерской АН и пред. Совета «Интеркосмос» при Венгерской АН. Осн. труды по магнетизму и физике реакторов. П.— иностр. чл. АН СССР, АН ГДР и Чехословацкой АН. Чл. ЦК ВСРП (с 1975). Гос. пр. ВНР им. Кошута. Награждён 2 орденами Соц. труда, сов. орденом Трудового Красного Знамени, Золотой медалью Венгерской АН, медалью им. И. В. Курчатова.

«ПАЛА́ПА» (индонез., букв.— кокосовый орех) — наименование ИСЗ для региональной коммерческой системы связи Индонезии. Изготовлен амер. фирмой «Хьюз эркрафт» (Hughes Aircraft) и аналогичен ИСЗ «*Аник*». «П.-1» выведен 8.7.1976 РН «Торад-Дельта» на стационарную орбиту над 83° в. д.; «П.-2» — 11.3.1977 на стационарную орбиту над 77° в. д. Наземный комплекс системы связи на базе ИСЗ «П.» включает 40 станций. «П.» планируют использовать и др. страны юго-восточной Азии.

ПАМЁНГПЁК (Pameungpeuk) — ракетный полигон Индонезии, расположенный на о-ве Ява (7° 30′ ю. ш., 107° 40′ в. д.). Пл. 0,7 км². Используется для запуска иссл. ракет.

ПАРА́БОЛА (от греч. parabolḗ — сопоставление, приближение, отклонение от прямого пути) — плоская кривая 2-го порядка, представляющая собой геометрическое место точек, равноудалённых от заданной точки (фокуса) и заданной прямой (директрисы). В *задаче двух тел* П. является одной из возможных траекторий движения, граничной для эллиптич. и гиперболич. траекторий; в *небесной механике* П. используется для аппроксимации близких к параболическим траекторий нек-рых небесных тел (напр., комет).

ПАРАБОЛИ́ЧЕСКАЯ СКО́РОСТЬ — скорость относительного движения двух тел, взаимно притягивающихся по закону всемирного тяготения, при к-рой движение происходит по параболической траектории. В каждой точке траектории П. с. (местная П. с.) — наименьшая относит. скорость двух притягивающихся тел, при к-рой они в процессе дальнейшего движения могут разойтись на бесконечное расстояние. При скорости меньше параболической взаимное удаление тел ограничено, относит. движение происходит по эллипсу; при скорости больше параболической — по гиперболе. П. с. тела у поверхности небесного тела наз. *второй космической скоростью.*

ПАРАБОЛИ́ЧЕСКОЕ ДВИЖЕ́НИЕ — класс движений в *задаче двух тел*, когда траектория движения одного тела относительно другого является *параболой.* При изучении движений нек-рых комет П. д. часто используется в качестве первого приближения.

ПАРАДО́КС ВРЕ́МЕНИ. Одним из следствий теории относительности является вывод о том, что в системе, движущейся со скоростью v, время и, следовательно, все процессы, в т. ч. биологические, текут медленнее, чем в неподвижной, а интервалы времени в этих системах связаны формулой:

$$T = T_0(1 - v^2/c^2)^{1/2},$$

где T — интервал времени между двумя событиями в движущейся системе, T_0 — интервал времени между теми же событиями в неподвижной системе; c — фундаментальная постоянная (скорость света). Из этого вывода следует т. н. парадокс близнецов — если один из братьев-близнецов остаётся на месте, а другой отправляется в космич. путешествие, то по возвращению он окажется моложе своего брата.

ПАРАЛЛА́КС (от греч. parállaxis — отклонение) — видимое изменение положения тела (небесного светила) вследствие перемещения наблюдателя. Напр., изменение положения звезды относительно сетки нитей в окуляре телескопа, возникающее при небольших смещениях глаза наблюдателя, наз. П. нитей. В астрономии зависимость между значением П., расстоянием Δ от наблюдателя до исследуемого объекта и проекцией a перемещения наблюдателя на плоскость, перпендикулярную направлению на объект, представляют приближ. формулой

$$\sin \Pi = \frac{a}{\Delta}.$$

Эта формула даёт возможность, определив из наблюдений значения П. и a, вычислить расстояние Δ. С другой стороны, зная a и Δ, можно вычислить значение П. Если величина a, обычно наз. базисом, берётся постоянной, то П. является мерой расстояния до объекта.

В зависимости от причины, обусловливающей перемещение наблюдателя, различают П. суточный и годичный. Суточный П.— изменение направления на небесное тело, вызванное наблюдением из различных точек поверхности Земли или перемещением наблюдателя в пространстве вследствие суточного вращения Земли. Мерой суточного П. является П. объекта, вычисленный для значения базиса, равного радиусу земного экватора — горизонтальный экваториальный П. Определив из наблюдений значения экваториальных горизонтальных П. Солнца и планет и зная из геодезич. измерений радиус земного экватора, можно, пользуясь приведённой формулой, вычислить размеры Солнечной системы и, в частности, определить расстояние до Солнца — т. н. астрономич. единицу. Знание суточных П. небесных тел необходимо также для получения однородных (сравнимых между собою) результатов наблюдений, производимых в разных местах Земли и в различное время суток. Горизонтальный экваториальный П. Луны составляет ~ 1°, Солнца — 8,8″, Плутона 0,2″, а у ближайшей к Солнцу звезды (Ближайшая Центавра) он менее 0,0001″ и не может быть обнаружен наблюдениями. Годичный П.— периодич. изменение направления на небесное тело вследствие движения Земли по орбите. Мерой годичного П. является П., вычисленный для базиса, равного 1 а. е. Получив из наблюдений значение годичного П. к.-л. объекта, можно определить расстояние до него в а. е. Зная же горизонтальный экваториальный П. Солнца, можно выразить это расстояние в метрич. системе единиц. Годичный П. звёзд меньше 1″. Так, ближайшая к Солнцу звезда имеет годичный П. 0,762″, и расстояние до неё составляет $2{,}7 \cdot 10^5$ а. е. ($4 \cdot 10^{16}$ м). Наиболее употребит. единицей для измерения расстояний до звёзд является *парсек* (пк). Расстояние r до звезды, выраженное в парсеках, связано со значением её годичного П. (в угловых секундах) простым соотношением: $r = 1/\Pi$.

Измерение годичных П. производится различными способами. Годичные П., получ. путём непосредств. измерений па-

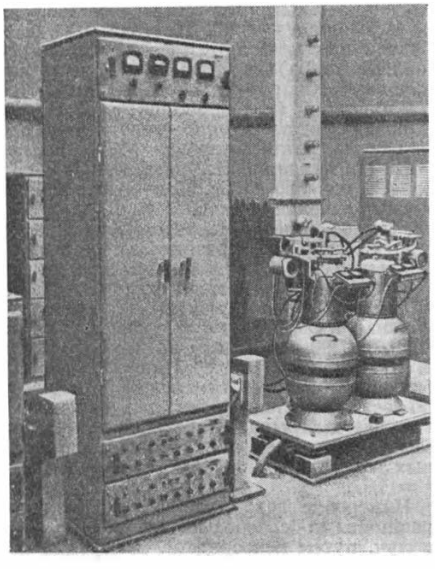
раллактич. смещения звезды из фотографич. (в 19 в.— визуальных) наблюдений, наз. тригонометрич. П. Он определяется достаточно надёжно лишь при расстояниях до 100 пк. Для измерения П. более далёких звёзд используются косвенные методы, основанные на изучении спектров звёзд (спектральные П.) или цветов и яркостей звёзд (фотометрич. П.). *И. И. Канаев.*

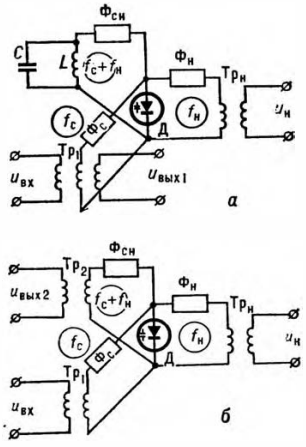
ПАРАЛЛЕ́ЛЬНОЕ СБЛИЖЕ́НИЕ космического аппарата — см. *Сближение* космического аппарата.

ПАРАМЕТРИ́ЧЕСКИЙ УСИЛИ́ТЕЛЬ — радиоэлектронное устройство, в к-ром усиление сигнала по мощности осуществляется за счёт энергии внешнего источника (так называемого генератора накачки), периодически изменяющего ёмкость или индуктивность нелинейного реактивного элемента электрич. цепи усилителя. П. у. применяют гл. обр. в *радиоастрономии*, дальней космич. и спутниковой связи и радиолокации как малошумящий усилитель слабых сигналов, поступающих на вход радиоприёмного устройства. Чаще всего в П. у. в качестве реактивного элемента используют параметрический полупроводниковый диод (ППД). Кроме того, в диапазоне СВЧ применяют П. у., работающие на электроннолучевых лампах, а в области низких (звуковых) частот — П. у. с ферромагнитным (ферритовым) элементом.

Наибольшее распространение получили двухчастотные (или двухконтурные) П. у.: в сантиметровом диапазоне — регенеративные «отражательные усилители с сохранением частоты», на дециметровых волнах — усилители-преобразователи частоты. В качестве приёмного колебательного контура и колебательного контура, настраиваемого на вспомогат., или «холостую», частоту (равную чаще всего разности или сумме частот сигнала и генератора накачки), в П. у. обычно используют объёмные резонаторы, внутри к-рых располагают ППД. В генераторах накачки применяют лавинно-пролётные полупроводниковые диоды, диоды Ганна, варакторные умножители частоты и ре-

Аппаратура параметрических усилителей





Эквивалентные схемы параметрических усилителей: *а* — регенеративного; *б* — «с преобразованием частоты вверх»; u — входной сигнал с несущей частотой f_c; $u_н$ — напряжение «накачки»; $u_{вых1}$ — выходной сигнал с несущей частотой f_c; $u_{вых2}$ — выходной сигнал с несущей частотой $f_c+f_н$; Тр₁ — входной трансформатор; Тр₂ — выходной трансформатор; Тр$_н$ — трансформатор в цепи «накачки»; Д — параметрический полупроводниковый диод; L — катушка индуктивности колебательного контура, настроенного на частоту $f_c+f_н$; Ф$_c$, Ф$_{сн}$, Ф$_н$ — электрические фильтры, имеющие малое полное сопротивление соответственно при частотах f_c, $f_c+f_н$, $f_н$ и достаточно большое при всех других частотах

же отражательные клистроны. Частота накачки и «холостая» частота выбираются в большинстве случаев близкими к критич. частоте $f_{кр}$ ППД (т. е. к частоте, на к-рой П. у. перестаёт усиливать); при этом частота сигнала должна быть значительно меньше $f_{кр}$. Для получения минимальных *шумовых температур* (10—20 К и менее) применяют П. у., охлаждаемые до темп-р жидкого азота (77 К), жидкого гелия (4,2 К) или промежуточных (обычно 15—20 К); у неохлаждаемых П. у. шумовая темп-ра 50—100 К и более. Максимально достижимые коэф. усиления и полоса пропускания П. у. определяются в основном параметрами реактивного элемента. Реализованы П. у. с коэф. усиления мощности принимаемого сигнала, равными 10—30 дБ, и полосами пропускания, составляющими 10—20% несущей частоты сигнала.

ПАРА́МЕТРЫ ОРБИ́ТЫ — см. *Элементы орбиты.*

ПАРАШЮ́ТНАЯ СИСТЕ́МА — используется для снижения скорости КА, совершающего посадку на Землю или планеты, имеющие атмосферу; является составной частью *приземления системы* КА. П. с. состоит из парашютных куполов, подвесного устройства с силовыми узлами крепления его к корпусу КА, механизма введения П. с. в поток. Характеристики П. с. определяются типом КА, условиями введения П. с. и заданными конечными скоростями парашютирования. По характеру срабатывания П. с. можно разделить на однокаскадные и многокаскадные. Однокаскадная П. с. состоит из одного парашютного купола, вводимого в поток системой отделения, напр. путём отстрела крышки люка пиросистемой, имеющей в своём составе стреляющий механизм. Многокаскадная система состоит из неск. последовательно вводимых парашютных куполов: вытяжного, предназнач. для стабилизации КА и введения в поток тормозного купола (может вводиться в поток на различных скоростях движения КА); тормозного — для снижения скорости движения КА до значений, допускаемых для введения в поток осн. купола; основного — для гашения скорости парашютирования КА до расчётных значений. Иногда осн. купол используется в режиме тормозного купола; при этом купол рифуется, т. е. искусственно уменьшается его площадь и изменяется его форма с помощью рифовочной стропы (на участке работы осн. купола рифовочная стропа перерезается). В ряде случаев на борту КА имеется запасная П. с. на случай выхода из строя основной.

Оптимизация П. с. достигается посредством выбора геометрич. формы куполов, тканей для куполов, режимов их наполнения. Купольы, стропы и стренги П. с. изготовляются из высокопрочных тканей на основе капронового или нейлонового волокна; иногда применяется стекловолокно и др. органич. и неорганич. материалы. При разработке П. с. стремятся к снижению удельной массы ткани и силовых элементов П. с. и повышению плотности укладки в КА. П. с. нашли применение в КК «Восток», «Восход», «Союз», «Меркурий», «Джемини», «Аполлон» и др., нек-рых беспилотных КА, а также для спасения первых ступеней нек-рых РН (напр., МТКК «Спейс шаттл») и снижения посадочной скорости КА самолётного типа.

ПА́РИН Василий Васильевич (1903—1971) — советский физиолог, специалист в области космич. биологии и медицины, акад. АН СССР (1966), действ. чл. АМН СССР (1944). Чл. КПСС с 1938. Окончил Пермский гос. ун-т (1925). В 1942—45 зам. наркома здравоохранения СССР, один из учредителей АМН СССР и её первый академик-секретарь, а с 1963 — её вице-президент. В разные годы возглавлял ряд крупных науч. учреждений страны (Ин-т медико-биол. проблем Мин-ва здравоохранения СССР и др.), а в последнее время был директором Лаборатории проблем управления функциями в организме человека и животных АН СССР. П.— один из основателей космич. биологии и медицины. Начиная с первых запусков ракет с животными и первых полётов человека в космос, он активно участвовал в организации и проведении медико-физиол. исследований и экспериментов на борту ИСЗ и КК, был одним из руководителей науч. мед. программ, осуществлявшихся на КК «Восток», «Восход» и «Союз». Будучи крупнейшим физиологом, видным специалистом в области кардиологии, биокибернетики и мед. электроники, П. внёс большой личный вклад в становление и развитие космич. биологии и медицины. Исследования П. способствовали созданию средств мед. обеспечения полётов. П.— основатель и гл. редактор журналов «Космическая биология и медицина» и «Успехи физиологических наук». П. был почётным чл. Рум. Академии наук, почётным доктором медицины Бухарестского ун-та, Карлова ун-та в Праге и Будапештского мед. ун-та. В 1960—71 вице-президент Междунар. федерации мед. электроники и биол. техники. Действ. чл. Междунар. академии астронавтики. Награждён орденом Ленина, 3 орденами Трудового Красного Знамени и медалями. Портрет на стр. 287.

ПА́РКЕР (Parker) Роберт (р. 1936) — космонавт США. В 1958 по окончании Амхерстского колледжа получил степень бакалавра наук в области астрономии и

физики, в 1962 — степень доктора наук по астрономии в Калифорнийском технологич. ин-те. С 1967 в группе космонавтов НАСА. Руководил программой науч. исследований во всех трёх экспедициях на орбит. станцию «Скайлэб». 28 нояб.— 8 дек. 1983 совм. с Дж. *Янгом*, Б. *Шоу*, О. *Гэрриотом*, Б. *Лихтенбергом*, У. *Мербольдом* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Колумбия») в качестве специалиста по операциям на орбите. Полёт продолжался 10 сут 7 ч 47 мин. Награждён золотыми медалями НАСА «За исключительные научные достижения», «За выдающееся руководство».

ПАРОГАЗОГЕНЕРА́ТОР — см. *Газогенератор*.

ПАРСЕ́К (пк) — единица расстояния в звёздной астрономии; расстояние, на котором *параллакс* объекта равен 1″ (отсюда и название: параллакс, равный секунде). 1 пк = $30{,}857 \cdot 10^{15}$ м = = 206 265 а. е. = 3,259 светового года. Расстояние до ближайшей к Солнцу звезды (Ближайшая Центавра) составляет 1,31 пк, диаметр нашей Галактики — ~ 30 кпк, расстояния до наиболее далёких наблюдаемых объектов измеряются неск. Гпк.

ПАССИ́ВНАЯ СИСТЕ́МА УПРАВЛЕ́НИЯ ОРИЕНТА́ЦИЕЙ — система *ориентации* КА, использующая внешние силы, создание к-рых не требует затрат энергии, запасаемой на борту КА. Наиболее распространены *гравитационные системы ориентации*. Возможны также П. с. у. о., использующие давление солнечного света, *солнечный ветер*, аэродинамич. силы, возникающие при полёте в верхних разрежённых слоях атмосферы планет, и силы взаимодействия магнитных масс КА с внеш. магнитным полем. Достоинства П. с. у. о. — отсутствие потребления энергии и практически неограниченный срок службы. Вместе с тем эти системы имеют малую устойчивость по отношению к *возмущающим моментам*, поскольку силовые эффекты, на к-рых они основаны, очень слабы. П. с. у. о. допускает лишь вполне определённые режимы ориентации (не обладает возможностью изменения типов ориентации).

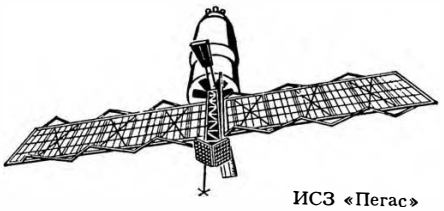
ПАССИ́ВНЫЙ УЧА́СТОК — участок траектории полёта РН или КА, на к-ром движение объекта происходит при выключенных РД. С точки зрения динамики полёта разница между участками траектории (*активным участком* и П. у.) заключается в том, что из сил, действующих на РН или КА, исключается сила тяги.

ПАЦА́ЕВ Виктор Иванович (1933—71) — космонавт СССР, Герой Сов. Союза (1971, посмертно), лётчик-космонавт СССР (1971). Чл. КПСС с 1968. После окончания в 1955 Пензенского индустр. (ныне политехнич.) ин-та работал в Центральной аэрологич. обсерватории и КБ. С 1969 в отряде космонавтов. 6—30 июня 1971 совм. с Г. Т. *Добровольским* и В. Н. *Волковым* совершил полёт на КК «Союз-11» и орбит. станции «Салют» (в качестве инженера-испытателя). В течение испытат. полёта, продолжавшегося 23 сут 18 ч 21 мин 43 с, П. была выполнена программа отработки систем орбит. станции и проведены науч. эксперименты. Однако при возвращении на Землю в результате нарушения герметичности кабины КК П. и др. члены экипажа КК «Союз-11» погибли. Его имя носят улицы, уч. заведения, н.-и. судно АН СССР. В Актюбинске установлен бронзовый бюст. Именем П. назв. кратер на Луне. Урна с прахом в Кремлёвской стене.

«ПЕГА́С» (Pegasus, от греч. Pégasos — мифический крылатый конь Пегас), «М Д С» — наименование серии американских ИСЗ для регистрации метеорных частиц (осн. задача), изучения радиационной обстановки, термических измерений и исследования работы бортового оборудования в условиях длительного космического полёта. Масса 1,54 т, габариты в сложенном виде 5,3 × 2,1 × × 0,28 м. Корпус — пирамида ферменной конструкции (4,8 × 2,1 м), к к-рой крепятся две развёртывающиеся в космосе панели с детекторами метеорных частиц и две панели СБ. Детекторы (416 шт, площадь ~210 м²) представляют собой конденсаторы, состоящие из алюм. пластины различной толщины, трёх слоёв майларовой плёнки (общая толщина 0,05 мм) и слоя меди (0,025 мм), нанесённого на плёнку методом осаждения паров. Алюминиевая пластина и слой меди служат обкладками конденсатора, разность потенциалов составляет 40 В. При пробое детектора метеорной частицей материал на участке пробоя испаряется, образуется проводящий газ и происходит электрич. разряд. Примерно через 3 мс газ рассеивается и детектор снова заряжается. Различная толщина алюм. пластин позволяет дифференцировать метеорные частицы в зависимости от массы и скорости. ИСЗ нестабилизирован. Для определения направления метеорных потоков предусмотрены солнечные датчики и ИК датчики земного горизонта, позволяющие определять мгновенную ориентацию. «П.» запускались экспериментальными РН «Сатурн-1» и размещались внутри установленных на этих РН макетов КК «*Аполлон*». На орбите макет отделялся, а «П.» оставался на последней ступени РН, с которой обращался по орбите.

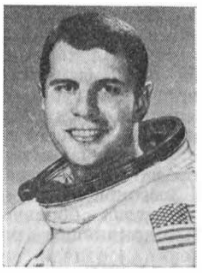
Запуски ИСЗ «Пегас»

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Пегас-1»	16.2.1965	502	729	31,74	96,84
«Пегас-2»	25.5.1965	507	742	31,75	97,09
«Пегас-3»	30.7.1965	535	566	28,80	95,52



ИСЗ «Пегас»

ПЕНЕМЮ́НДЕ (Peenemünde) — армейский исследовательский центр Германии, располагавшийся на островах Уседом (близ Штеттинского пролива) и Грейфсвальдер-Ойе (восточнее острова Рюген в Балтийском море). Был создан в 1936, когда выяснилось, что размеры и расположение существовавшего испытат. полигона в Куммерсдорфе (в центре Германии) не позволяют проводить лётные испытания разрабатываемой ракетной техники и ограничивают масштабы наземных испытаний. П. вначале был разделён на П.-Восток и П.-Запад. П.-Восток (восточнее оз. Кёльпин) находился в ведении управления вооружений сухопутных войск, П.-Запад (севернее оз. Кёльпин) — в ведении отдела новых разработок мин-ва авиации. На о-ве Грейфсвальдер-Ойе была расположена ПУ для пуска ракет серии «А». Первые пуски ракет состоялись осенью 1938. К лету 1942 П.-Восток был разделён на 2 части: П.-Север (р-н оз. Кёльпин) и П.-Юг (севернее д. Карлсхаген). В П.-Восток проектировались ракеты, выпускались чертежи и документация. В П.-Запад находились производств. цеха и испытат. лаборатории; создавались и испытывались ракеты. П.-Запад оставался до конца существования П. испытат. полигоном германских ВВС.



Р. Паркер

В. И. Пацаев

В сев. части о-ва Уседом на побережье была расположена катапульта для пуска самолётов-снарядов Фау-1. Немного южнее на северо-вост. берегу о-ва были расположены 7 стендов для испытания РД. Севернее оз. Кёльпин находился аэродром, около порта П.— электростанция для снабжения полигона электроэнергией, восточнее порта — з-д жидкого кислорода, ближе к вост. побережью о-ва — посёлок сотрудников. К востоку от посёлка располагался армейский полигон с тремя испытат. стендами. Все службы П. соединялись узкоколейной ж. д., к-рая связывалась с материком паромом (в р-не г. Вольгаст). В П. работало ок. 15 тыс. человек. Здесь были разработаны ракеты Фау-1, Фау-2 («А-4»), а также ракеты серии «А»: «А-3», «А-5» (испытаны в полёте), «А-6» — «А-10», испытаны противосамолётные ракеты «Вассерфаль» и «Тайфун». Все испытат. пуски ракет проводились в сторону Швеции. Слежение за полётом ракет осуществлялось радиолокатором. Было проведено ~200 пусков различных ракет и большое число испытаний РД. Пуски ракет были прекращены в марте 1945.

5 мая 1945 П. был занят сов. войсками 2-го Белорусского фронта.

И. В. Курбатов.

ПЕНТАБОРА́Н B_5H_9 — *бороводород*; перспективное высококипящее горючее для ЖРД. Бесцветная или слегка желтоватая жидкость с неприятным запахом. Плотн. 630 кг/м³ (при ≈ 20 °С), $t_{пл}$ ≈ —47 °С, $t_{кип}$ ≈ 58 °С. Весьма токсичен, имеет огранич. термич. стабильность (при обычной темп-ре стабилен). П. растворяется без взаимодействия в углеводородах (керосине, толуоле, гексане, бен-

золе). С кислород- или галогенсодержащими окислителями образует взрывающиеся от удара смеси. На воздухе самовоспламеняется при 18—20 °С (известны средства, повышающие температуру самовоспламенения); смесь П. с воздухом взрывоопасна при объёмной концентрации от 1,07 до 8,96%. П. получают термич. разложением диборана при темп-рах от 100 до 280 °С. С высококонцентрированной *перекисью водорода* образует высокоэффективное высококипящее ракетное топливо.

ПЕНТАФТОРИ́Д ХЛО́РА ClF_5 — один из фторидов хлора; низкокипящий *фторный окислитель*. В сжиженном состоянии бесцветная или светло-жёлтая жидкость. Плотн. 1891 кг/м³ (при —10 °С), $t_{пл} \approx -103$ °С, $t_{кип} \approx -13$ °С. Сильно токсичен. Чистый П. х. очень стабилен. Бурно реагирует с водой, при соприкосновении со стеклом взрывается. Коррозионная активность высокая. Лучше всего совместим с монель-металлом и никелем. Получают фторированием *трифторида хлора* при высоких темп-ре и давлении. П. х. с *гидразином* образует перспективное топливо, не уступающее по уд. импульсу кислородно-керосиновому, но имеющее бо́льшую плотность и поэтому более эффективное. П. х. как окислитель, переходящий под давлением в высококипящий, предложен в США; находится на стадии лабораторных и стендовых испытаний (1981).

ПЕ́РВАЯ КОСМИ́ЧЕСКАЯ СКО́РОСТЬ — наименьшая начальная скорость, к-рую нужно сообщить КА относительно центра масс притягивающего тела в направлении, параллельном его поверхности, чтобы КА стал искусственным спутником данного небесного тела. Равна *круговой скорости*. П. к. с. различна на разных высотах и для разных небесных тел. Вблизи поверхности Земли П. к. с. ~ 7,91 км/с (при отсутствии атмосферы). Часто под П. к. с. понимают только П. к. с., приведённую к ср. радиусу притягивающего тела.

ПЕ́РВЫЕ СОВЕ́ТСКИЕ ИСКУ́ССТВЕННЫЕ СПУ́ТНИКИ ЗЕМЛИ́. Выведены на орбиты в октябре 1957 — мае 1958 (параметры орбит: высота в перигее ~230 км, высота в апогее 947 — 1881 км, наклонение ~ 65°). Основные задачи запусков: отработка процесса выведения ИСЗ на орбиту; проверка принципов и основных технических решений, связанных с созданием конструкции, бортовых систем и агрегатов ИСЗ (обеспечение герметичности отсеков, теплового режима аппаратуры и элементов конструкции, радиосвязи, электропитания и др.); отработка методов управления ИСЗ автономными бортовыми средствами и с помощью *наземного автоматизированного комплекса управления*; проведение исследований Земли, атмосферы, околоземного космич. пространства, воздействия факторов космич. полёта на живой организм; отработка принципов построения конструкции и систем перспективных образцов космической техники.

Первый советский ИСЗ (рис. 1 и 2) — первый спутник Земли, созданный руками человека; запущен 4.10.1957 в 22 ч 28 мин по моск. времени и выведен на орбиту с параметрами: выс. в перигее 228 км, выс. в апогее 947 км, наклонение 65,1°; период обращения 96,17 мин. Масса ИСЗ 83,6 кг, корпус — сфера диам. 580 мм, на к-ром установлены

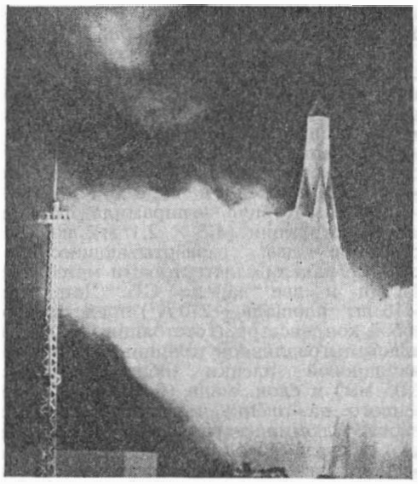
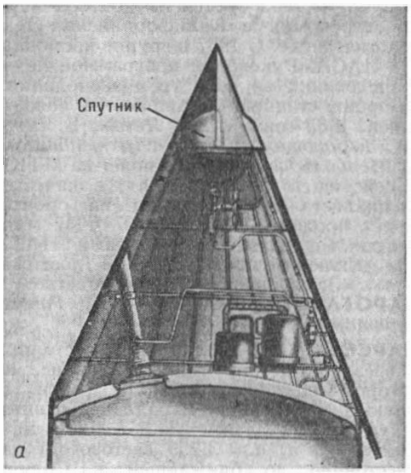
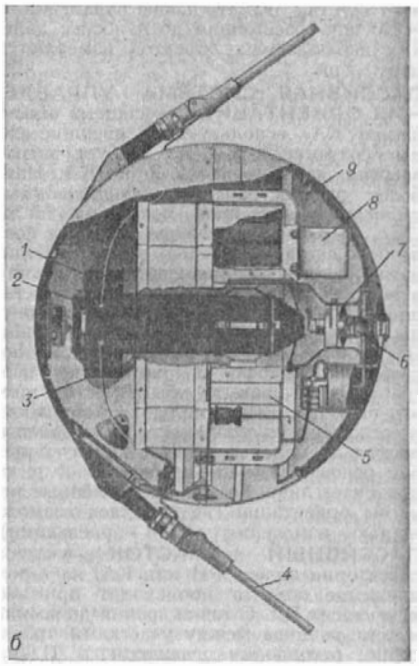


Рис. 1. Пуск первого в мире ИСЗ (4 октября 1957)

четыре антенны дл. 2,4 м и 2,9 м. Внутри герметич. корпуса были размещены: блок электрохим. источников тока; радиопередающее устройство; вентилятор; термореле и воздуховод системы терморегулирования; коммутирующее устройство бортовой электроавтоматики; датчики темп-ры и давления; бортовая кабельная сеть. Корпус был выполнен из алюм. сплава и состоял из двух оболочек; герметичность стыка обеспечивалась уплотнит. кольцом из вакуумной резины прямоугольного сечения. Внутренний объём заполнялся сухим азотом (давление 0,13 МПа). Блок электрохим. источников тока (масса 51 кг) состоял из 3 батарей серебряно-цинковых аккумуляторов: две батареи для электроснабжения радиопередающего устройства, третья — для системы терморегулирования. Радиопередающее устройство (масса 3,5 кг) включало два передатчика, работавших на частотах 20,005 и 40,002 МГц; выходная мощность каждого ~1 Вт. Сигналы, излучаемые передатчиками, имели вид телеграфных посылок длительностью 0,2—0,3 с; один из передатчиков работал во время пауз в работе другого. Телеметрич. информация (темп-ра и давление) передавалась путём изменения частоты посылок сигнала и пауз между ними. Каждый передатчик имел две штыревые антенны (угол между ними 70°), диаграмма направленности каждой пары была близка к сферической. Система терморегулирования — с радиатором и газовым контуром теплообмена; принудит. циркуляция газа в герметичном корпусе создавалась вентилятором. Система была рассчитана на поддержание стабильной темп-ры при наличии переменных внеш. тепловых потоков. Чувствит. элементом системы являлось термореле (на основе биметалла). При темп-ре св. 36°С включался вентилятор, и циркулирующий азот осуществлял передачу теплоты одной из полуоболочек гермокорпуса, являвшейся радиац. поверхностью (коэф. собств. излучения 0,35—0,4; коэф. поглощения солнечной радиации 0,23—0,27). При темп-ре менее 20 °С вентилятор выключался. Коммутирующее устройство бортовой электроавтоматики было предназначено для включения электропитания приборов после выхода ИСЗ на орбиту (при отделении от РН). На участке выведения спутник для предохранения от аэродинамич. и тепловых воздействий





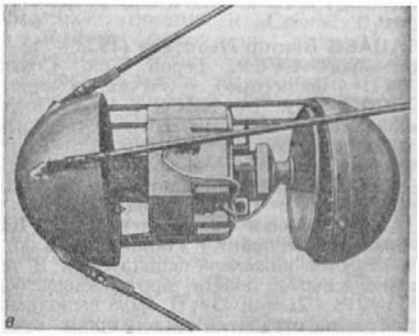
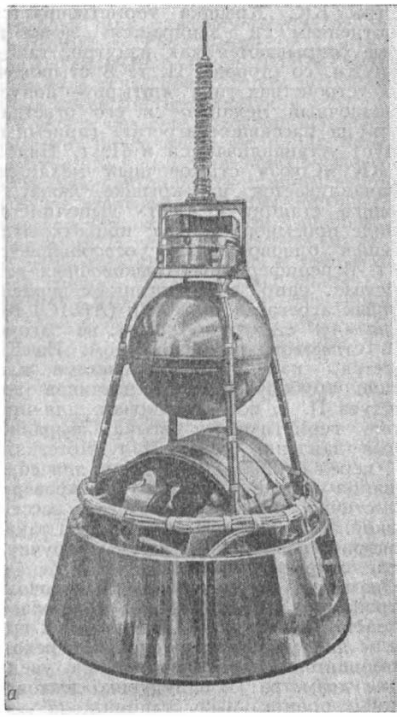


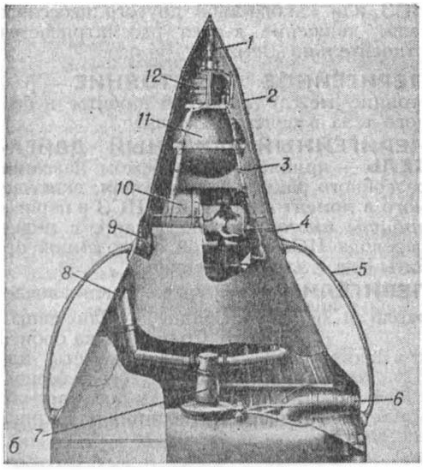
Рис. 2. Первый искусственный спутник Земли: *а* — размещение ИСЗ в головной части РН; *б* — компоновка ИСЗ; *в* — ИСЗ в разобранном виде; *1* — сдвоенное термореле системы терморегулирования; *2* — радиопередатчик; *3* — контрольные термо- и бароореле; *4* — антенна; *5* — аккумуляторная батарея; *6* — вентилятор; *7* — диффузор; *8* — дистанционный переключатель; *9* — экран



находился под головным обтекателем, отделяемым одновременно с ИСЗ. Электрохим. источники тока обеспечили в полёте работу аппаратуры в течение 3 нед. ИСЗ просуществовал 92 сут, совершив ~1400 оборотов вокруг Земли. 4.1.1958 он вошёл в плотные слои атмосферы и сгорел.

Второй советский ИСЗ (рис. 3) — первый в мире биол. спутник; выведен на орбиту 3.11.1957. Параметры орбиты: выс. в перигее 225 км, выс. в апогее 1671 км, наклонение 65,3°; период обращения 103,75 мин. ИСЗ представлял собой последнюю ступень РН, на к-рой в ряде контейнеров размещалась науч. и измерит. аппаратура; в отд. герметич. кабине находилось подопытное животное — собака Лайка. Масса аппаратуры, животного и электрохим. источников тока 508,3 кг. Кабина (диам. 0,64 м, дл. 0,8 м) — цилиндр со сферич. крышками, в одной из к-рых был вмонтирован иллюминатор. В центре кабины размещалось животное, фиксация к-рого (подвижность была ограничена) осуществлялась спец. лёгкой одеждой, снабжённой металлич. цепочками. В кабине были установлены: система регенерации и регулирования темп-ры воздуха, автомат кормления, ассенизационное устройство, аппаратура мед. контроля, датчики телеметрич. контроля. Система регенерации воздуха (на базе высокоактивных хим. соединений щелочных металлов) обеспечивала поглощение углекислого газа, избыточной влаги и обогащение атмосферы кабины кислородом; система регулирования теплового режима аналогична системе первого ИСЗ; автомат кормления — с периодически открывающейся кормушкой, заполненной желеобразной пищей. Для изучения процессов жизнедеятельности измерялись давление и темп-ра атмосферы кабины; у животного регистрировались: частота дыхания (поясной датчик), деятельность сердечно-сосудистой системы (кровяное давление — датчик на сонной артерии, электрокардиограмма — серебряные электроды, вживлённые под кожу), движения (потенциометрич. датчик). Кабина животного была установлена в передней части последней ступени РН на раме, на к-рой размещались прибор для исследования излучения Солнца в УФ и рентгеновской областях спектра и приборный контейнер сферич. формы с радиопередающим устройством (частоты 20,005 и 40,002 МГц), блоком электрохим. источников тока, системой терморегулирования контейнера. В корпусе последней ступени РН дополнительно были установлены радиотелеметрическая аппаратура, программное устройство, электрохимические источники тока. Программа второго ИСЗ была рассчитана на 7 сут; 14.4.1958 (совершив ок. 2370 оборотов вокруг Земли) спутник вошёл в плотные слои атмосферы.

Третий советский ИСЗ (рис. 4) — первая в мире автоматич. науч. станция в космосе; выведен на орбиту 15.5.1958 с параметрами: выс. в перигее 226 км, выс. в апогее 1881 км, наклонение 65,2°; период обращения 105,95 мин. Масса 1327 кг (в т. ч. масса науч. и измерит. аппаратуры 968 кг). Спутник имел герметич. корпус конусообразной формы (дл. 3,57 м, макс. диам. 1,73 м), на к-ром были установлены антенны радиосистемы, датчики науч. аппаратуры, жалюзи системы терморегулирования. Внутри корпуса (алюм. сплав) на двух приборных рамах (магниевый сплав) размещались: радиоаппаратура траекторных измерений, многоканальная радиотелеметрич. система с запоминающими устройствами, приборы командной радиолинии, электронное программно-временное устройство, приборы бортовой автоматики и системы терморегулирования, блоки электрохим. источников тока, приборы науч. аппаратуры. На ИСЗ были установлены 12 науч. приборов, осн. из к-рых предназначались для измерения давления, ионного состава атмосферы, концен-



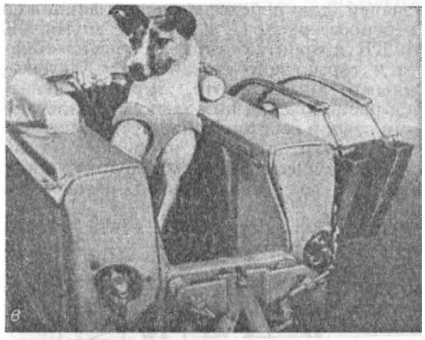
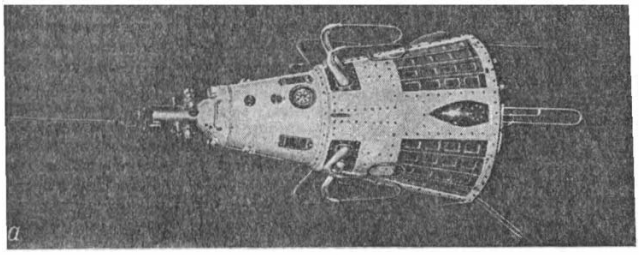


Рис. 3. Второй ИСЗ: *а* — общий вид; *б* — схема размещения аппаратуры на ИСЗ; *в* — собака Лайка (в контейнере), совершившая полёт на ИСЗ (выведен на орбиту 3 ноября 1957); *1* — механизм сброса; *2* — сбрасываемый конус; *3* — приборная рама; *4* — переходник; *5* — дуговая антенна; *6* — дренажно-предохранительный клапан; *7* — клапан; *8* — стабилизирующее сопло; *9* — пиропневмозамок; *10* — кабина; *11* — контейнер с передатчиком; *12* — спектрограф



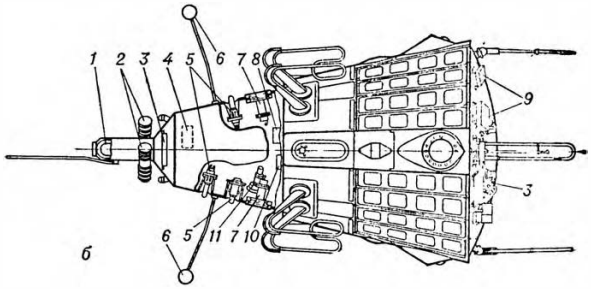


Рис. 4. Третий ИСЗ: *а* — общий вид; *б* — схема; *1* — магнитометр; *2* — фотоумножители для регистрации корпускулярного излучения Солнца; *3* — солнечные батареи; *4* — прибор для регистрации фотонов в космических лучах; *5* — магнитный и ионизационный манометры; *6* — ионные ловушки; *7* — электростатические флюксметры; *8* — прибор для регистрации тяжёлых ядер в космических лучах; *9* — датчики для регистрации микрометеоров, электронные блоки научной аппаратуры, радиоизмерительные системы, программно-временное устройство и электрохимические источники питания расположены внутри корпуса спутника; *10* — прибор для измерения интенсивности первичного космического излучения; *11* — масс-спектрометрическая трубка

трации положит. ионов, электрич. заряда, напряжённостей электростатич. и магнитного полей, интенсивности корпускулярного излучения Солнца, а также для регистрации ударов микрометеоров. Электропитание радиопередатчика «Маяк» (частота 20,005 МГц) от СБ. Для обеспечения высокой эффективности проведения исследований науч. аппаратура и системы, участвующие в проведении сеансов радиосвязи с наземным комплексом управления, включались по программе, корректируемой с Земли. Регулирование теплового режима осуществлялось путём изменения циркуляции газа, а также изменением коэф. собств. излучения поверхности корпуса (обеспечивалось системой жалюзи; 16 секций открывались и закрывались по сигналам термодатчиков). Для предохранения ИСЗ от аэродинамич. и теплового воздействия на участке выведения передняя часть ИСЗ была защищена сбрасываемым головным обтекателем, задняя часть — щитками, установл. на последней ступени РН. ИСЗ (совершив 10 037 оборотов вокруг Земли) просуществовал на орбите до 6. 4. 1960.

Для вывода на орбиту первых сов. ИСЗ использовалась 2-ступенчатая ракета Р-7 («Спутник»). *Ю. М. Фрумкин.*

ПЕРЕГОРО́ДКИ АНТИПУЛЬСАЦИО́ННЫЕ в ракетном двигателе — см. *Неустойчивость рабочего процесса.*

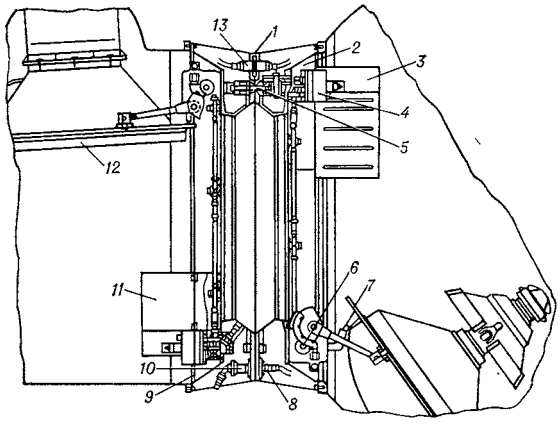
ПЕРЕГРУ́ЗКА — см. *Ускорение.*

ПЕ́РЕКИСЬ ВОДОРО́ДА H_2O_2 — простейший представитель перекисей; высококипящий окислитель или *однокомпонентное ракетное топливо*, а также источник парогаза для привода ТНА. Используется в виде водного раствора высокой (до 99%) концентрации. Прозрачная жидкость без цвета и запаха с «металлическим» привкусом. Плотн. 1448 кг/м³ (при 20 °С), $t_{пл} \approx 0$ °С, $t_{кип} \approx 150$ °С. Слабо токсична, при попадании на кожу вызывает ожоги, с нек-рыми органич. веществами образует взрывчатые смеси. Чистые растворы достаточно стабильны (скорость разложения обычно не превышает 0,6% в год); в присутствии следов ряда тяжёлых металлов (напр., медь, железо, марганец, серебро) и др. примесей разложение ускоряется и может переходить во взрыв; для повышения устойчивости при длит. хранении в П. в. вводят стабилизаторы (соединения фосфора и олова). Под воздействием катализаторов (напр., продуктов коррозии железа) разложение П. в. на кислород и воду идёт с выделением энергии, при этом темп-ра продуктов реакции (парогаза) зависит от концентрации П. в.: 560 °С при 80%-ной концентрации и 1000 °С при 99%-ной. Лучше всего совместима с нержавеющими сталями и чистым алюминием. В пром-сти получают гидролизом надсерной кислоты $H_2S_2O_8$, образующейся при электролизе серной кислоты H_2SO_4. Концентрированная П. в. нашла широкое применение в ракетной технике. П. в. является источником парогаза для привода ТНА в ЖРД ряда ракет (Фау-2, «Редстоун», «Викинг», «Восток» и др.), окислителем ракетного топлива в ракетах («Блэк эрроу» и др.) и самолётах (Ме-163, Х-1, Х-15 и др.), однокомпонентным топливом в двигателях КА («Союз», «Союз Т» и др.). Перспективно её применение в паре с углеводородами, *пентабораном* и *гидридом бериллия.*

ПЕРЕОХЛАЖДЕ́НИЕ компонентов жидких топлив — такое охлаждение компонентов (окислителя или горючего) ниже температуры их кристаллизации, при к-ром компоненты остаются в жидком состоянии. Склонностью к переохлаждению обладают нек-рые органич. горючие, из окислителей — *перекись водорода.* Переохлаждённые жидкости склонны к кристаллизации при взбалтывании, вибрации и наличии механич. примесей. В ракетной технике П. и просто охлаждение компонентов жидких топлив представляет интерес для повышения их плотности и хим. стабильности.

ПЕРЕХО́ДНЫЙ ОТСЕ́К космического аппарата или ракеты-носителя — предназначен для связи составных частей или отсеков различного функционального назначения. Примеры П. о.: у РН — отсеки для связи ступеней, полезного груза с последней ступенью; у КА — отсеки между спускаемым аппаратом и приборным отсеком, между приборным и двигательным отсеками и др. П. о. чаще всего выполняются в виде тонкостенной оболочки с продольным и поперечным силовыми наборами, в ряде случаев — в виде открытой ферменной конструкции, напр. П. о. для соединения ступеней РН, конструкция к-рых должна обеспечивать в процессе разделения свободный выход газов при запуске РД. П. о. включает силовые узлы связи, оснащается средствами и конструктивными элементами *разделения системы*, антеннами радиотехнич. систем, элементами электро-, пневмо- и гидрокоммуникаций (с разрывными колодками и разъёмами), люками и элементами связи РН и КА с наземными средствами подготовки и осуществления запуска. П. о. часто выполняет функции приборного или агрегатного отсеков.

ПЕРЕХО́ДНЫЙ ТОННЕ́ЛЬ — предназначен для перехода членов экипажей и переноса груза. П. т. (между двумя КК или КК и орбит. станцией) обычно образуется герметично соединяемыми стыковочными шпангоутами, к-рые стягиваются располож. на них замками, сжимающими стык и воспринимающими при совм. полёте внутр. и внеш. нагрузки. Замки создают существенное предварит. поджатие в стыке (силу в неск. сотен кН).



Стыковочное устройство КК «Союз» и орбитальной станции «Салют» после образования переходного тоннеля: *1* — стык; *2* — активный агрегат; *3* — прибор управления активным агрегатом; *4* — привод герметизации крышки; *5* — замок стыковочного шпангоута; *6* — привод крышки; *7* — крышка с активным механизмом; *8* — направляющий штырь (гидроразъём); *9* — пассивный агрегат; *10* — направляющее гнездо (гидроразъём); *11* — прибор управления пассивным агрегатом; *12* — крышка-конус; *13* — электроразъём

Сохранение целостности и герметичности П. т. обеспечивается конструкцией замков, механизмов их действия и построением управления (механич. и электрич. блокировки и т. п.). Люки П. т. имеют крышки открывающиеся, как правило, внутрь КК. Крышка герметизируется уплотнением и запирается замками, к-рые открываются как изнутри, так и снаружи, со стороны П. т. В стыковочных устройствах типа «штырь — конус» стыковочный механизм и его ответная часть на пассивном агрегате (приёмный конус) устанавливаются в П. т. Напр., в КК «Союз» стыковочный механизм устанавливается на крышке люка, а крышка станции «Салют» выполняется в виде приёмного конуса; при открытии крышек одновременно освобождается П. т. В периферийных стыковочных устройствах, напр. в андрогинных периферийных агрегатах стыковки (*АПАС*) КК «Союз» и «Аполлон», П. т. не загорожен стыковочным механизмом. На КК имеется, как правило, система клапанов, трубопроводов и датчиков для наддува П. т. после стыковки, для проверки герметичности стыка, выравнивания давления между П. т. и отсеками КК перед открытием крышек, для сбрасывания давления из П. т. и проверки герметичности его крышек перед расстыковкой. В П. т. могут применяться также электрич. разъёмы, стыкуемые вручную после открытия крышек.

Диаметр П. т. созданных стыковочных устройств 0,7—0,8 м. Из-за возможного возрастания габаритов переносимых грузов и для улучшения условий перехода космонавтов предусматривается увеличение диаметра П. т. будущих долговременных орбитальных станций. *В. С. Сыромятников.*

ПЕРИГЕ́Й (греч. perígeion, от perí — возле, около и gē — Земля) — ближайшая к центру Земли точка орбиты Луны, ИСЗ или какого-либо другого небесного тела, движение к-рого рассматривается относительно Земли.

ПЕРИГЕ́ЙНОЕ РАССТОЯ́НИЕ — расстояние между перигеем орбиты небесного тела и центром Земли.

ПЕРИГЕ́ЙНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — принятое за рубежом название разгонного ракетного двигателя, включаемого в момент нахождения ИСЗ в перигее *орбиты промежуточной*, напр. с целью перевода ИСЗ с низкой околоземной орбиты на эллиптическую.

ПЕРИГЕ́ЛИЙ (от греч. perí — возле, около и hēlios — Солнце) — ближайшая к центру Солнца точка орбиты ИСС, планеты, кометы или какого-либо другого небесного тела, движение к-рого рассматривается относительно Солнца.

ПЕРИГЕЛИ́ЙНОЕ РАССТОЯ́НИЕ — расстояние между перигелием орбиты небесного тела и центром Солнца.

ПЕРИ́ОД ОБРАЩЕ́НИЯ — промежуток времени, в течение к-рого небесное тело совершает полный оборот вокруг цент-

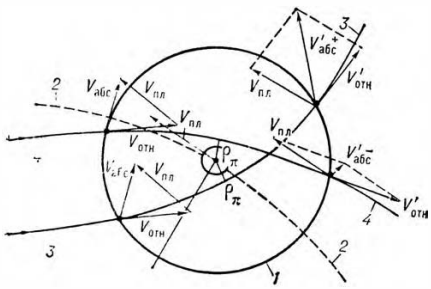
рального тела или общего центра масс. См. также ст. *Год*, *Месяц*.

ПЕРИОДИ́ЧЕСКОЕ ДВИЖЕ́НИЕ — движение тела, при котором его положение в пространстве и скорость повторяются через нек-рые равные промежутки времени. Более точно, если для момента t и момента $t + T$ координаты тела и его составляющие скорости принимают одни и те же значения, то движение будет периодическим с периодом, равным T. Примером П. д. являются движения тел по эллиптич. траекториям в *задаче двух тел* (напр., движения ИС планет).

ПЕРИСЕЛЕ́НИЙ (от греч. perí — возле, около и selēnē — Луна) — ближайшая к центру Луны точка орбиты ИСЛ или какого-либо другого тела, движение к-рого рассматривается относительно Луны.

ПЕРИЦЕ́НТР (от греч. perí — возле, около и лат. centrum — средоточие, центр) — точка орбиты небесного тела, ближайшая к центральному телу. См. *Перигей*, *Перигелий*, *Периселений*.

ПЕРТУРБАЦИО́ННЫЙ МАНЁВР (от лат. perturbatio — расстройство, нарушение) — целенаправленное изменение траектории полёта за счёт гравитационного притяжения КА Луной или планетой при близком пролёте около них. Изменение параметров движения КА с помощью П. м. происходит без затрат топлива или др. видов внутр. энергии КА. П. м. впервые предложен Ю. В. *Кондратюком*.



Пертурбационный манёвр: *1* — граница сферы действия планеты; *2* — траектория движения планеты; *3* — «разгонная» траектория движения КА; *4* — «тормозная» траектория движения КА

Осн. эффект П. м. можно уяснить с помощью схемы, приведённой на рис. Две («тормозная» и «разгонная») траектории КА, входящие в *сферу действия планеты* (СД) с одинаковой абсолютной скоростью $\mathbf{V}_{абс}$ и одинаковым миним. расстоянием от планеты $\rho_п$, огибают планету с разных сторон. При этом относит. скорости движения $\mathbf{V}_{отн} = \mathbf{V}_{абс} - \mathbf{V}_{пл}$ ($\mathbf{V}_{пл}$ — абсолютная скорость движения планеты) при входе в СД (*1*) для этих траекторий также будут одинаковы. Для простоты на рис. изображён случай, когда планета и КА движутся в одной плоскости. С точностью, вполне достаточной для такого рассмотрения, можно пренебречь внутри СД влиянием на КА др. сил, кроме притяжения планеты. В этом случае движение внутри СД будет происходить по гиперболе. Скорость $\mathbf{V}'_{отн}$ КА относительно планеты на выходе из СД будет иметь то же значение, что и на входе в неё, однако её направление изменится примерно на угол 2γ. Синус угла γ может быть вычислен по формуле

$$\sin\gamma = \frac{1}{1 + \rho_п \cdot V^2_{отн}/(MG)},$$

где M — масса планеты, G — *гравитационная постоянная*, $V_{отн}$ — модуль относит. скорости на СД.

Обычно за время движения КА внутри СД положение планеты и её вектор скорости изменяются мало. Поэтому для приближ. вычисления абсолютной скорости $\mathbf{V}_{абс}$ КА на выходе из СД можно использовать формулу

$$V'_{абс} = V_{пл} + V'_{отн},$$

полагая для упрощения, что $\mathbf{V}_{пл}$ на выходе из СД равна $\mathbf{V}_{пл}$ на её входе. Из рис., где это сложение скоростей проведено графически в масштабе, видно, что абсолютная скорость $\mathbf{V}'_{абс}$ на выходе из СД заметно отличается от $\mathbf{V}_{абс}$ на её входе как по модулю, так и по направлению. После выхода КА из СД влияние планеты на его движение мало́. Кроме того, если пренебречь размером СД по сравнению с характерным размером всей траектории, то, говоря упрощённо, пролёт мимо планеты в осн. сводится к изменению абсолютной скорости движения КА. В этом суть П. м.

Схема на рис. иллюстрирует и другой существенный для практики эффект П. м. Модули абсолютных скоростей $\mathbf{V}'^{+}_{абс}$ и $\mathbf{V}'^{-}_{абс}$ для двух изображённых на рис. траекторий удовлетворяют неравенству

$$V'^{+}_{абс} > V_{абс} > V'^{-}_{абс},$$

т. е. после пролёта СД планеты по траектории *4*, пересекающей орбиту планеты (*2*) в точке, находящейся перед ней (по направлению движения планеты), КА будет иметь абсолютную скорость меньше, чем до сближения с планетой, а в др. случае — пролёта по траектории *3*, проходящей «сзади» планеты,— абсолютная скорость будет больше, чем до сближения с планетой. С точки зрения П. м. эти траектории являются представителями различных классов: класса т. н. «разгонных» траекторий (*3*) и класса «тормозных» траекторий (*4*).

Метод выделения участка траектории движения КА внутри СД планеты позволяет получить приближённые формулы для основных характеристик П. м. и в случае пролёта мимо планеты. С помощью изменения условий сближения КА с планетой, напр. изменяя координаты траектории в *картинной плоскости*, в нек-рых случаях возможно получить требуемое изменение абс. скорости за счёт П. м. и тем самым «управлять» последующей траекторией. П. м. были применены при движении КА «Луна-3», «Пионер-11», «Вояджер-1, -2» (в поле тяготения Юпитера) и «Маринер-10» (в поле тяготения Венеры). О возможном использовании П. м. для космич. полётов см. в ст. *Траектории полёта к планетам* и *Траектории полёта к Луне*.

А. А. Дашков.

ПЕРХЛОРА́Т АММО́НИЯ NH_4ClO_4 — соль *хлорной кислоты*, основной окислитель *смесевых твёрдых ракетных топлив*. П. а.— бесцветное кристаллич. вещество. Плотность 1950 кг/м³. Термич. разложение П. а. начинается при темп-ре ок. 200 °С и до 450 °С протекает медленно, с измеримой скоростью. Критич. темп-ра, при к-рой горение П. а. переходит во взрыв, для чистого продукта при атмосферном давлении составляет ~ 450 °С. П. а. имеет сравнительно невысокую чувствительность к удару и трению; добавление окислов металлов и органич. веществ повышает чувствительность. Может сильно раздражать кожу и слизистые оболочки, но относительно безвреден при кратковременном контакте. Получают П. а. методом, основанным на реакции перхлората натрия с аммиаком и соляной кислотой. Преимущества П. а. перед др. окислителями заключаются в том, что он стабилен, достаточно эффективен, обладает малой гигроскопичностью, безопасен в обращении, доступен и дёшев.

Д. Петерсон

Б. Н. Петров

ПЕРХЛОРА́Т КА́ЛИЯ, калий хлорнокислый $KClO_4$ — соль *хлорной кислоты*; окислитель в производстве твёрдых ракетных топлив, взрывчатых веществ и пиротехнических средств. П. к.— бесцветные, трудно растворимые в воде кристаллы. Плотн. 2524 кг/м³ (при 25 °С), $t_{пл} \approx 610$ °С. Выше темп-ры плавления разлагается на KCl и O_2, причём разложение начинается с 440 °С. Сам по себе П. к. не взрывается, но в смеси с органич. веществами способен давать сходные по действию с порохом высокочувствит. смеси. Контакт с медью недопустим. П. к. получают обменной реакцией между перхлоратом натрия и хлористым калием. П. к. не образует гидратов и не гигроскопичен, благодаря чему удобен для использования в качестве окислителя.

ПЕРХЛОРИЛФТОРИ́Д — то же, что *фтористый перхлорил*.

ПЕ́ТЕРСОН (Peterson) Доналд (р. 1933), космонавт США, полковник ВВС. Получил степень бакалавра наук в воен. академии Уэст-Пойнт (1955) и магистра наук в области ядерной техники в Технологич. ин-те ВВС на базе ВВС Райт-Паттерсон (1962). Окончил также школу по подготовке пилотов для аэрокосмич. исследований. С 1969 в группе космонавтов НАСА. 4—9 апр. 1983 совм. с П. *Вейцем*, С. *Масгрейвом* и К. *Бобко* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Челленджер») в качестве специалиста по операциям на орбите. Полёт продолжался 5 сут 23 мин.

ПЕТРО́В Борис Николаевич (1913—1980) — советский учёный в области автоматического управления, акад. АН СССР (1960; чл.-корр. 1953), Герой Социалистич. Труда (1969). После окончания Моск. энергетич. ин-та (1939) работал в Ин-те проблем управления АН СССР (в 1940—46 старший науч. сотрудник, в 1947—51 директор, с 1951 зав. отделом). С 1950 зав. кафедрой Моск. авиац. ин-та (проф. с 1948). Академик-секретарь Отделения механики и процессов управления АН СССР (с 1963), вице-президент АН СССР (с 1979), пред. Совета по междунар. сотрудничеству в области исследования и использования кос-

Б. С. Петропавловский

У. Х. Пикеринг

мич. пространства при АН СССР («Интеркосмос») с 1966. Осн. труды по теории автоматич. регулирования, теории инвариантности систем автоматич. управления, самонастраивающимся системам, информац. проблемам теории управления, системам автоматич. управления движущимися объектами. Результаты, полученные П. в теории автоматич. управления сложными объектами, нашли широкое применение в ракетно-космич. технике. Действит. чл. Междунар. академии астронавтики (1971), чл. неск. иностр. АН. Ленинская пр. (1966), Гос. пр. СССР (1972). Награждён 5 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Трудового Красного Знамени, Красной Звезды и медалями, а также 4 иностр. орденами и медалями.

ПЕТРОПА́ВЛОВСКИЙ Борис Сергеевич (1898—1933) — советский инженер-артиллерист, один из организаторов и руководителей работ по ракетной технике в СССР. В 1915 окончил Суворовский кадетский корпус в Варшаве, а затем ускоренный курс Константиновского арт. уч-ща в Петрограде. С 1919 в Красной Армии. В 1929 окончил Военно-технич. академию им. Ф. Э. Дзержинского в Ленинграде и был направлен в ГДЛ (в 1930—31 её начальник). По инициативе П. ГДЛ переключилась с разработки активно-реактивных снарядов на бездымном порохе для штатных арт. систем на создание безоткатных орудий с пусковыми устройствами в виде простых ажурных труб для стрельбы реактивными снарядами (РС). Внёс большой вклад в создание РС для *«Катюши»*. Работу в ГДЛ совмещал с преподават. деятельностью в Академии им. Ф. Э. Дзержинского и работой в ЛенГИРД. Именем П. назв. кратер на Луне.

ПИ́КЕРИНГ (Pickering) Уильям Хейуорд (р. 1910) — американский специалист в области ракетной техники и космонавтики, доктор наук (1936). Окончил Калифорнийский технологич. ин-т (1932), проф. электротехники там же (1936—1940). Директор *Лаборатории реактивного движения* (1954—76). Разрабатывал ракеты «Корпорал», «Сержант». Участник создания мн. амер. КА, в т. ч. 1-го амер. ИСЗ «Эксплорер-1», ИСЗ «Дискаверер» и КА «Рейнджер», «Сервейор», «Маринер-2, -4», нек-рых КА серии «Пионер». Президент Амер. ракетного об-ва (1962—63), президент Амер. ин-та аэронавтики и астронавтики (с 1963). Премии Дж. Уайлда Амер. ракетного об-ва (1957), Галабера по астронавтике (1965), им. Р. Годдарда (1965), Нац. космич. клуба США (1965), золотая медаль НАСА «За выдающиеся заслуги», медаль Эдисона, золотая медаль Колумба. Чл. Нац. АН США, Амер. Геофизич. Союза, МАФ (президент в 1964—66), мн. других орг-ций и обществ.

«ПИКС» (англ. PIX, сокр. от Plasma Interaction Experiment — эксперимент по изучению воздействия плазмы) — наименование американского комплекта оборудования для изучения влияния плазмы на высоковольтные (до 1 кВ) бортовые системы КА, в частности, на солнечные элементы, проводники и изоляторы систем электропитания. Комплект включает приборы для регистрации утечки тока, накопления электростатич. заряда на изоляторах, разрядов во внеш. плазму и через неё, плазменных токов и пробойных характеристик плазмы. Комплект установлен на 2-й ступени РН «Торад-Дельта», к-рая вывела на орбиту 5.3.1978 ИСЗ «Лэндсат-3» и «Оскар-8»; ступень с комплектом (отделение его от ступени не предусматривалось) вышла на орбиту с выс. перигея 913 км, выс. апогея 946 км, наклонением 99°; период обращения 103,3 мин.

ПИЛЮ́ГИН Николай Алексеевич (1908—1982) — советский учёный в области автоматики и телемеханики, акад. АН СССР (1966; чл.-корр. 1958), с 1967 чл. Президиума АН СССР, дважды Герой Социалистич. Труда (1956, 1961). Чл. КПСС с 1940. Окончил МВТУ им. Н. Э. Баумана (1935), работал в ЦАГИ (1934—41), руководитель ряда н.-и. орг-ций, с 1946 гл. конструктор, с 1969 зав. кафедрой Моск. ин-та радиотехники, электроники и автоматики (проф. с 1970). Под руководством П. разработаны системы управления мн. РН, КК и автоматич. межпланетных станций, создана теория проектирования прецизионных систем управления ЛА; разработаны методы анализа и синтеза сложных динамич. систем, получившие широкое внедрение при проектировании систем управления; созданы основы проектирования систем управления с вычислит. машинами и разработаны науч. методы и технич. комплексы их экспериментальной отработки. Деп. Верх. Совета СССР 7—10-го созывов. Ленинская пр. (1957), Гос. пр. СССР (1967). Награждён 5 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции и медалями.

ПИ́НЧЕВЫЙ ЭЛЕКТРИ́ЧЕСКИЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — вид *электромагнитного ракетного двигателя.*

«ПИОНЕ́Р», «Пайонир» (англ. Pioneer) — общее название нескольких типов американских КА для исследования окололунного и межпланетного пространства, а также планет; программа их разработки и запусков. Работы по программе «П.» делятся на четыре этапа.

На 1-м этапе (1958—60) отрабатывались вывод КА из сферы действия Земли и поддержание связи на больших расстояниях. Масса 6—176 кг, корпус — цилиндр, конус или сфероид выс. 0,51—0,76 м, макс. диам. 0,23—0,74 м. Электропитание от хим. батарей или СБ (до 8800 элементов). Стабилизация вращением. Мощность бортовых передатчиков до 150 Вт, рабочая частота 378,2 МГц. В состав науч. аппаратуры входили детекторы радиации, магнитометры, приборы для исследования рентгеновского и УФ излучения Солнца, детекторы метеорных частиц и др. На этом этапе запущено девять КА: один («П.-5») успешно, один («П.-4») не вполне удачно, остальные неудачно (из-за неполадок РН). Для запусков использовались РН «Юнона-2», «Тор-Эйбл» и «Атлас-Эйбл».

На 2-м этапе (1965—69) создавались КА для исследования межпланетного пространства между орбитами Земли и Венеры или между орбитами Земли и Марса. Масса КА 62,6—67 кг, корпус — цилиндр выс. 0,89 м и диам. 0,94 м. Электропитание от СБ (10 368 элементов), мощность у Земли 80 Вт. Стабилизация вращением. В составе радиокомплекса — 2 командных приёмника (~ 2300 МГц), 2 телеметрич. передатчика (~ 2300 МГц), остро- и малонаправл. антенны с шириной диаграммы соответственно 5 и 125°. В состав науч. аппаратуры входят детекторы радиации, космич. лучей и солнечной плазмы, магнитометр и два приёмника (423,3 и 49,8 МГц) для определения электронной концентрации в космич. пространстве между КА и Землёй. На этом этапе с помощью РН «Торад-Дельта» запущено 5 КА (4 успешно).

На 3-м этапе (1972—73) созданы КА «П.-10» (рис. 1) и «П.-11» для исследования Юпитера с пролётной траектории (осн. задача), а также межпланетного пространства и пояса астероидов. «П.-11» использовался и для исследования Сатурна и Титана; в результате *пертурбационного манёвра* в поле тяготения Юпитера этот КА перешёл на траекторию полёта к Сатурну. Масса КА 260 кг, в т. ч. масса науч. приборов 30 кг. Корпус — шестигранная призма (выс. 0,36 м, поперечный размер 1,4 м), к к-рой крепятся герметич. отсек, остронаправл. антенна (диам. 2,75 м), два кронштейна дл. по 2,7 м с изотопными генераторами и штанга дл. 6,6 м с магнитометром. Электропитание от 4 изотопных генераторов с нач. мощностью 160 Вт (через пять лет — 120 Вт). Стабилизация вращением. Передатчик мощностью 8 Вт работает на частоте 2292 МГц (макс. пропускная способность при пролёте около Юпитера 1 кбит/с), приёмник — на частоте 2110 МГц. Помимо остронаправл. антенны (коэф. усиления в режиме передачи 38 дБ, ширина диаграммы 3,3°), имеются рупорная (12 дБ, 32°) и конич. (5 дБ, 180°) антенны. В состав науч. аппаратуры входят детекторы заряж. частиц, космич. лучей, метеорных частиц и плазмы, магнитометр (на «П.-11» два магнитометра), фотополяриметр для съёмки Юпитера, УФ фотометр, ИК радиометр и комплект «Сизиф» из четырёх оптич. телескопов для наблюдения астероидов. «П.-10» и «П.-11» запущены РН «Атлас-Центавр-Бёрнер-2» 3.3.1972 и 6.4.1973. РН сообщили КА у Земли рекордную скорость ~14 км/с. КА «П.-10» 4.12.1973 пролетел около Юпитера на расстоянии 131 тыс. км, произвёл 80 снимков Юпитера, исследовал околопланетное пространство и планету, а также галилее-

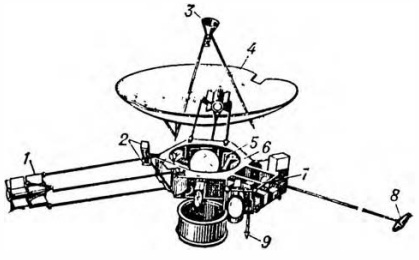


Рис. 1. КА «Пионер-10»: *1* — радиоизотопная энергетическая установка; *2* — микродвигатели; *3* — рупорная антенна; *4* — остронаправленная параболическая антенна; *5* — звёздный датчик; *6* — контейнер со служебными системами; *7* — контейнер с научными приборами; *8* — магнитометр; *9* — ненаправленная коническая антенна

вы спутники планеты. В 1983 КА вышел за пределы Солнечной системы (13.6.1983 он пересек орбиту Нептуна, к-рый в 80-е годы является самой удалённой от Солнца планетой). КА «П.-11» 3.12.1974 пролетел около Юпитера на расстоянии 42,8 тыс. км, 1.9.1979 — около Сатурна на расстоянии 20,2 тыс. км и около Титана на расстоянии 356 тыс. км. Под действием силы тяготения Сатурна КА «П.-11» изменил направление полёта и стал почти по прямой удаляться от Солнца; 1.1.1984 КА находился между орбитами Сатурна и Урана; связь с ним надеются поддерживать до кон. 1980-х гг. КА должен выйти за пределы Солнечной системы (пересечь орбиту Плутона) в 1993.

На 4-м этапе созданы 2 КА «Пионер-Венера» («П.-В.»). КА «П.-В.-1» (рис. 2) предназначен для исследования Венеры с орбиты вокруг планеты. Масса КА ~600 кг, корпус — цилиндр (выс. 1,22 м, диам. 2,54 м). Электропитание (312 Вт у Венеры) от СБ и двух аккумуляторных батарей (по 7,5 А·ч). Стабилизация вращением. Предусмотрен бортовой РДТТ для перевода на орбиту вокруг Венеры.

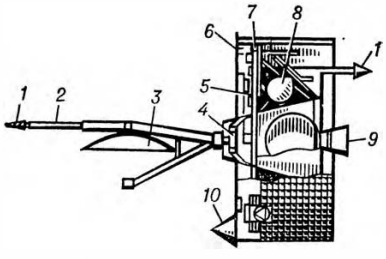


Рис. 2. КА «Пионер-Венера-1»: *1* — ненаправленная антенна; *2* — запасная дипольная антенна; *3* — параболическая антенна; *4* — шарнирное соединение в системе противовращения антенного блока; *5* — полка для монтажа оборудования; *6* — теплозащита; *7* — микродвигатель; *8* — бачок с гидразином; *9* — бортовой РДТТ для торможения с целью перевода на орбиту вокруг Венеры; *10* — звёздный датчик

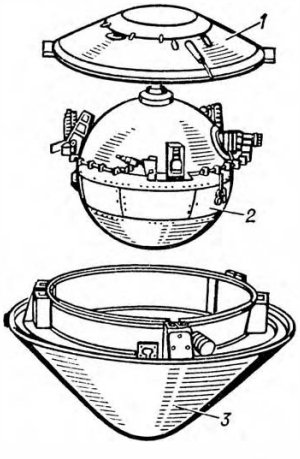


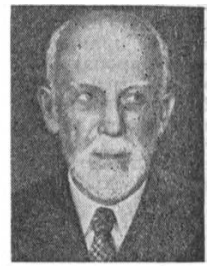
Рис. 3. Большой зонд КА «Пионер-Венера-2»: *1* — хвостовой обтекатель; *2* — герметизированный контейнер; *3* — лобовой экран

Телеметрич. система, использующая остронаправл. антенну с системой противовращения, обеспечивает на орбите пропускную способность до 2000 бит/с. Науч. приборы: магнитометр, УФ спектрометр, фотополяриметр, датчик электронной темп-ры, масс-спектрометр, ИК радиометр, радиокартограф, детектор всплесков гамма-излучения, детектор электрического поля, анализатор плазмы. «П.-В.-1» запущен 20.5.1978 и вышел на орбиту вокруг Венеры 4.12.1978. Высота перицентра орбиты (после коррекции) ~150 км, апоцентра ~ 66 000 км, период обращения ~24 ч. Расчётная продолжительность активного существования на этой орбите 225 сут. В 1981 было израсходовано топливо для микродвигателей системы ориентации. В связи с этим исследования пришлось прекратить. Неориентированный КА продолжают использовать для проведения др. экспериментов.

КА «П.-В.-2» предназначен для измерений в атмосфере Венеры. Масса КА ~900 кг, в т. ч. траекторный блок ~300 кг, отделяющийся большой зонд 316 кг, 3 отделяющихся малых зонда по 96,6 кг. Габариты и служебное оборудование траекторного блока примерно такие же, как у КА «П.-В.-1», но вместо тормозного РДТТ установлены зонды и не предусмотрена остронаправл. антенна с системой противовращения. Науч. приборы на траекторном блоке: масс-спектрометры ионов и масс-спектрометр нейтр. газов в атмосфере; на большом зонде: масс-спектрометр нейтр. частиц, газовый хроматограф, датчики темп-ры и давления, трёхосный акселерометр, солнечный радиометр, ИК радиометр, спектрометр облачных частиц и нефелометр; на каждом малом зонде: датчики давления и темп-ры, трёхосный акселерометр, нефелометр и радиометр чистого потока. Электропитание зондов от батареи ёмкостью 37 А·ч (большой зонд) и 9,5 А·ч (малый зонд). Телеметрическая система рассчитана на непосредственную связь с Землёй и при полёте в атмосфере Венеры обеспечивает пропускную способность до 256 бит/с (большой зонд) и 64 бит/с (малый зонд). Большой зонд имеет сбрасываемый лобовой экран, малые зонды — несбрасываемый. Большой зонд (рис. 3), кроме того, снабжён вытяжным парашютом (диаметр купола 0,76 м) и основным (диаметр купола 5 м). КА «П.-В.-2» запущен 8.8.1978 и достиг Венеры 9.12.1978. Зонды КА «П.-В.-2» отделились от траекторного блока 15 нояб. (большой зонд) и 20 нояб. (малые зонды). Большой зонд при входе в атмосферу Венеры испытывал пиковые перегрузки (320 единиц) на выс. 78 км. Парашют был введён на выс. 68 км и отделился на выс. 47 км. Большой зонд достиг поверхности планеты примерно через 39 мин после отделения парашюта. Траекторный блок КА «П.-В.-2» проводил непосредств. измерения в атмосфере Венеры в течение 2 мин и на выс. ~115 км сгорел. Сведения о запусках КА «П.» см. в приложении III. *Д. Ю. Гольдовский.*

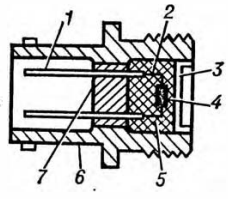
ПИРКЕ́ (Pirquet) Гвидо фон (1880—1966) — австрийский учёный, один из пионеров космонавтики. Учился в высших технич. школах в Вене и Граце (1904). Рассчитал (1920) траектории КА с выходом их на околоземную орбиту, движением в орбит. полёте, уходом с орбиты в космич. пространство и последующим возвращением на Землю. П. разработал программу проведения иссл. работ на «Ракетодроме» в Германии и был одним из его создателей. В 1927—28 опубликовал систематич. исследование по вопросу об использовании орбит. станции для межпланетных полётов. Чл. нем. Об-ва межпланетных сообщений, почётный чл. Британского межпланетного об-ва, об-в ракетной техники и космонавтики ФРГ. Именем П. назв. кратер на Луне.

Н. А. Пилюгин

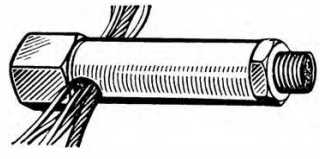


Г. Пирке

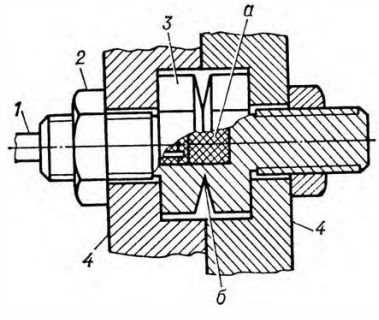
ПИРОТЕХНИ́ЧЕСКИЕ УСТРО́ЙСТВА (от греч. pýr — огонь) ракеты-носителя или космического аппарата — устройства со взрывчатым веществом (зарядом твёрдого ракетного топлива) для привода в действие исполнит. элементов. По выполняемым функциям П. у. делятся на пиропатроны, пиротолкатели, пиросъёмники (по своему действию обратны толкателям), разрывные пирогайки и пироболты, пирореза-



Пиропатрон: *1* — электроконтактный штырь; *2* — мостик накаливания; *3* — защитный колпачок; *4* — навеска инициирующей взрывчатой смеси; *5* — основной заряд; *6* — корпус; *7* — электроизоляция



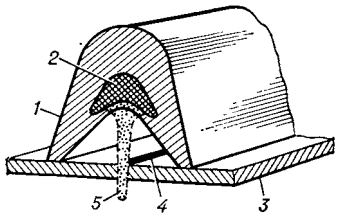
Пирорезак для строп парашюта и электрических кабелей



Соединение деталей конструкции при помощи разрывного болта: *1* — электрический провод; *2* — гайка; *3* — разрывной болт; *4* — соединяемая деталь; *а* — пиро-заряд; *б* — место разрушения болта

ки (пирогильотины), пиропереключатели (электрич. цепей), детонирующие (пиро-) шнуры, воспламенители, газогенераторы (чаще — кратковрем. действия) и т. д. Иногда к П. у. относят также вспомо-

гат. РДТТ. Как правило, П. у. срабатывают от электрич. импульса. Наиболее широко применяются пиропатроны. Обычно пиропатрон имеет макс. размер ок. 40 мм и содержит заряд массой 0,5—2 г, при сгорании к-рого образуется рабочий газ с давлением в неск. десятков МПа. П. у. просты по конструкции, имеют малые габариты и энергопотребление, высокие отношение мощности заряда



Детонирующий шнур с кумулятивным пирозарядом (для разделения ступеней РН и разрушения топливных баков с целью ликвидации РН при аварии после старта): *1* — защитная металлическая оболочка; *2* — заряд взрывчатого вещества; *3* — разделяемая (разрушаемая) конструкция; *4* — линия разделения; *5* — детонационная струя

к массе, скорость срабатывания и надёжность. Напр., пиротолкатель с массой 50 г и габаритом 50 мм может создать усилие св. 10 кН. П. у. используются для разделения ступеней РН, раскрытия панелей СБ, антенн; ввода в действие парашютных систем посадки; сброса (отстрела) головных обтекателей, теплозащитных экранов и крышек люков; отсечки подаваемых компонентов (см. *Автоматика* ЖРД); получения рабочих газов с целью наддува топливных баков, раскрутки гироскопов, разгона ТНА при запуске ЖРД (см. *Стартёр пороховой*); запуска РД (см. *Зажигание*); срабатывания сигнальных средств и систем самоликвидации РН и т. д.

ПИСТОЛЕ́Т ОПРЕССО́ВОЧНЫЙ — приспособление для проверки герметичности стыков трубопроводов топливных и других магистралей путём создания необходимого давления в так называемой опрессовочной камере, охватывающей стык. Состоит из баллона со сжатым воздухом, газового редуктора, пистолета с игольчатым клапаном и манометра, регистрирующего изменение давления в камере. На конце ствола пистолета имеется резиновое уплотнит. кольцо, герметизирующее место соединения ствола со штуцером, подводящим сжатый газ в опрессовочную камеру.

ПИТА́НИЕ КОСМОНА́ВТА. Различают три основных этапа П. к.: в период подготовки к полёту, включая предстартовый период; питание на борту КК (орбитальной станции); послеполётное питание в период реадаптации к земным условиям. П. к. на каждом этапе предусматривает создание наиболее рациональных диет и режимов их использования.

П. к. в период подготовки к полёту направлено на адекватное обеспечение организма всеми пищевыми веществами в условиях напряжённой подготовки и тренировки, а также для формирования пищевого статуса, наиболее благоприятного для протекания адаптационных процессов в ответ на воздействие стресс-факторов космич. полёта.

Обеспечение П. к. при кратковременных и ср. продолжительности космич. полётах осуществляется за счёт запасов пищи, а также её доставки транспортными кораблями. Существует представление, что и при более продолжит. полётах (до нескольких лет) обеспечение питанием будет основано на запасах пищи. По мнению большинства исследователей, питание на планетных станциях и искусств. внеземных поселениях потребует создания СЖО, основанных на физико-хим. и биол. процессах воспроизводства пищи (см. *Замкнутая биотехническая система*).

В первых космич. полётах («Восток», «Восход», «Меркурий», «Джемини») П. к. на борту КК осуществлялось рационами, составленными из консервированных продуктов, хранившихся в тубах, банках, а также в виде небольших брикетов «на один укус». В нек-рых случаях были использованы рационы, составленные частично из обезвоженных продуктов. Питание на КК типа «Союз», «Аполлон», а также на орбит. станциях «Салют» и «Скайлэб» отличалось разнообразием, при этом также использовалась обезвоженная пища. Применение последней наиболее рационально при условии *регенерации воды* на борту КК или орбит. станции. Возможность длительного (до 2—3 лет) хранения обезвоженной пищи в условиях, близких к условиям кабины КК, установлена экспериментально. При этом пищевая ценность продукта снижается незначительно.

Питание в послеполётный период направлено прежде всего на оптимизацию процессов реадаптации космонавтов к земным условиям и переходу к обычному питанию.

ПИТА́ТЕЛЬНЫЙ РАСТВО́Р — раствор, содержащий необходимые для роста растений элементы минерального питания, вносимые в виде неорганических солей; в отдельных случаях может содержать также мочевину, используемую как источник азота. Состав и концентрация П. р. для *биокомплекса* системы жизнеобеспечения обитаемого КА могут быть различными в зависимости от вида растений или штамма водорослей, способа их выращивания (напр., *аэропоника*, *гидропоника*), а также требований, предъявляемых к качеству и биохим. составу *биомассы*. Наиболее распространена для выращивания водорослей питат. среда, содержащая в 1 л раствора 5 г азотнокислого калия, 2,5 г сульфата магния, 1,25 г однозамещённого калиевого фосфата и 3 мг сульфата железа; кроме того, к П. р. добавляются микроэлементы — медь, цинк, бор, молибден и др. В биотехнич. СЖО важную роль приобретает *регенерация питательного раствора*.

ПИЩЕВАРЕ́НИЕ в космическом полёте. Пищеварительная система человека и животных является одной из наиболее чувствительных к воздействию различных факторов. Её деятельность сопровождается иногда значит. и долговрем. функциональными и структурными сдвигами при изменении первичных условий, в т. ч. в космич. полёте. Изучение П. космонавтов проводится на основании как субъективной информации, так и пред- и послеполётного клинико-физиол. исследования. В кратковрем. полётах П. у космонавтов изменялось незначительно. Однако они отмечали снижение чувства жажды и аппетита.

Впервые исследования пищеварит. функции были проведены у членов экипажа КК «Союз-9» после 18-суточного полёта. Были выявлены изменения аппетита, вкусовых ощущений, секреторной функции желудка и поджелудочной железы, моторной деятельности желудка. Наблюдались изменения ферментативной активности разнонаправл. характера. У обоих космонавтов отмечено снижение ритма желудочных сокращений после полёта. Члены экипажей КК «Аполлон» сообщали также о чувстве расширения желудка, мешавшем им принимать обычное кол-во пищи и напитков, а у нек-рых были зарегистрированы случаи ощущения тяжести в области желудка, тошнота и даже рвота. Исследованиями показано, что глубина и длительность функцион. сдвигов находятся в прямой зависимости от интенсивности, продолжительности и частоты воздействия экстремальных факторов (*невесомость*, вибрация, перегрузки и т. д.), а также адаптационных возможностей и исходного состояния желудочно-кишечного тракта и организма в целом. Реакция пищеварит. системы на воздействие экстремальных факторов, как правило, имеет вторичный характер и определяется изменениями в регуляторных механизмах. Большую роль при этом играет нервная система и, в частности, вегетативная.

ПЛА́ЗМЕННО-И́ОННЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — ионный РД с объёмной ионизацией рабочего тела. См. *Электростатический ракетный двигатель*.

ПЛА́ЗМЕННЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕ́ЛЬ — то же, что *электромагнитный ракетный двигатель*.

ПЛАНЕ́ТА (позднелат. planeta, от греч. astēr planētēs — блуждающая звезда) — несамосветящееся тело, обращающееся вокруг звезды и обладающее незначит. по сравнению с центральным светилом массой. В *Солнечной системе* известны (нач. 1980-х гг.) 9 больших П., 43 *спутника планет* и неск. десятков тысяч *малых планет* (астероидов). Фигуры больших П. имеют сферич. или близкую к сферич. форму. В солнечной системе П. видимы благодаря солнечному свету, отражаемому их поверхностями. Существование П., обращающихся вокруг нек-рых ближайших звёзд, предполагается на основании наблюдаемых периодич. колебаний положений звёзд ок. прямолинейно двигающегося центра тяжести системы. Согласно современным космогонич. теориям, планетные системы — широко распространённое явление в Галактике.

ПЛАНЕ́ТНАЯ ЭКСПЕДИ́ЦИЯ — полёт человека к планетам Солнечной системы с посадкой на их поверхность (или выходом КК на околопланетную орбиту). В будущем могут быть осуществлены П. э. на Марс, спутники Юпитера, Сатурна и др. небесные тела. Осн. задачи П. э.: изучение планеты (физ. свойств, структуры и состава её поверхности, атмосферы) и околопланетного пространства (включая поиск возможных форм жизни). Осуществление П. э. связано с решением ряда проблем: созданием эффективных ДУ, обеспечением жизнедеятельности и работоспособности экипажа в условиях длит. межпланетного полёта и высокой надёжности функционирования бортовой аппаратуры в течение неск. лет. Необходимость высокоэффективной ДУ обусловлена потребностью в больших *характеристических скоростях* межпланетных полётов. Использование ЖРД требует значит. стартовых масс межпланетного КК. Напр., для полёта к Венере масса КК перед стартом с орбиты ИСЗ может достигать 1,5—2 тыс. т (масса КК при возвращении на Землю 50 т). Применение ЯРД или ЭРД позволит уменьшить стартовую массу до неск. сотен тонн. Проблемы обеспечения жизнедеят. экипажа в длит. космич.

полете и надёжного функционирования бортовой аппаратуры межпланетного КК, возможности её ремонта в полёте могут быть в значит. мере отработаны на *орбитальных станциях*. П. э. может выполняться по следующей схеме: выведение на околоземную орбиту отдельных блоков межпланетного КК, его сборка и проверка перед стартом; старт к планете, полёт по межпланетной траектории, к-рая корректируется в процессе полёта и торможение для выхода на околопланетную орбиту; посадка на поверхность планеты посадочно-взлётного корабля, базирующегося на корабле П. э.; исследование планеты и околопланетного пространства; старт с планеты и стыковка с межпланетным КК; старт КК к Земле; вход в атмосферу Земли и посадка спускаемого аппарата с экипажем на Землю.

Энергетически экономичные траектории межпланетных перелётов близки к полуэллиптич. гелиоцентрич. орбитам, для к-рых внеш. планеты (Марс) будут находиться в афелии, внутренние (Венера) — в перигелии орбиты. Однако при определении реальной траектории перелёта необходимо учитывать ряд ограничений, включая влияние на характеристики межпланетного КК общего времени проведения П. э., обеспечение условий для возвращения к Земле и др. Поэтому траектории перелёта могут отличаться от полуэллиптических, и их вид будет зависеть от года проведения П. э.

ПЛАНЕТОЛО́ГИЯ — комплекс наук, изучающих строение и развитие планет Солнечной системы и их спутников (их физические свойства, химический состав, строение внешних оболочек, поверхности и недр). Развитие П. неразрывно связано с развёртыванием прямых исследований планет при помощи КА. Наряду с прямыми методами, представляющими собой развитие методов земной геологии и геофизики, в П. широко используются астрономич., астрофизич. и радиофизич. методы исследований.

ПЛАНИ́РУЮЩИЙ СПУСК — *спуск с торможением атмосферой* с использованием аэродинамической подъёмной силы. Его можно разделить на неск. типов в зависимости от *аэродинамического качества* и манёвренных возможностей КА при полёте в атмосфере. Характер движения КА баллистич. типа (форма к-рых обычно близка к сферической) не является планирующим и целиком определяется нач. условиями входа в атмосферу.

Планирующие КА скользящего типа характеризуются большими значениями коэф. аэродинамического сопротивления и подъёмной силы при сравнительно малом значении аэродинамич. качества ($K_{max} < 0{,}7$). Такие КА имеют передний теплозащитный экран (или лобовой щит) в форме сферич. сегмента с большим радиусом кривизны и симметричную конфигурацию. Осн. составляющей подъёмной силы является осевая сила, создаваемая давлением набегающего потока на лобовую поверхность КА. Если бы такой КА имел центр масс на оси симметрии, то он балансировался бы на нулевом угле атаки и его подъёмная сила была бы нулевой. Смещая центр масс с оси симметрии путём соответствующего распределения масс внутри КА, можно сбалансировать его так, чтобы получить желаемое аэродинамич. качество.

КА типа несущий корпус (без крыльев) с макс. значением аэродинамич. качества ($K_{max} \lesssim 1{,}5$) имеют достаточно малые значения коэф. аэродинамич. сопротивления и подъёмной силы. По мере увеличения аэродинамич. качества увеличивается масса конструкции и теплозащиты, т. к. большая часть КА нуждается в теплозащите.

Планирующие КА, снабжённые крыльями, обладают аэродинамич. качеством в области гиперзвуковых скоростей ($K = 2{,}5 - 3{,}0$), к-рое получается при очень малых значениях коэф. аэродинамич. сопротивления и подъёмной силы. Они имеют следующие осн. преимущества перед КА др. типов: возможность обеспечения комфортабельности полёта с точки зрения перегрузочного режима, реализации оптимальных траекторий того или иного рода, в частности облегчающих тепловой режим, расширение *коридора входа*, возможность посадки «по самолётному» (без использования парашюта), большие возможности маневрирования не только в продольном, но и в боковом направлении, т. е. вне плоскости орбиты искусств. спутника. КА с аэродинамич. качеством не меньше 3,5 при сходе с экваториальной орбиты может достигнуть любой точки земного шара. Форма траектории П. с. меняется в зависимости от условий входа и от взаимного расположения точки входа в атмосферу и заданной точки посадки.

ПЛАСТИФИКА́ТОР (от греч. plastós — лепной, пластичный и лат. facio — делаю) твёрдого ракетного топлива — жидкая (или твёрдая, растворимая в *связующем*) присадка, используемая для улучшения технологических свойств неотверждённой массы и физико-механических характеристик твёрдого топлива. П. должны иметь высокую темп-ру кипения и малую летучесть, быть химически стабильными или стабилизированными, термодинамически совместимыми с отверждённым полимерным связующим в диапазоне темп-р эксплуатации и не взаимодействовать с компонентами топлива. Вид П. оказывает нек-рое влияние на энергетич. характеристики топлива.

ПЛЁНОЧНОЕ ОХЛАЖДЕ́НИЕ — то же, что *завесное охлаждение*.

ПЛЕСЕ́ЦК — космодром СССР. Создан в 1960. На П. помещён ряд технич. позиций и стартовых комплексов, измерит. пункты с радиотехнич. системами измерения параметров полёта ракетносителей на активном участке траектории. С П. запускаются ИСЗ серии «Космос», связные типа «Молния», метеорологич. типа «Метеор», ИСЗ серии «Интеркосмос».

ПЛЕЧО́ ТЯ́ГИ реактивного двигателя ориентации — см. *Реактивная система управления*.

ПЛО́ТНОСТЬ ракетного топлива — для топлива, состоящего из нескольких раздельно хранимых компонентов, определяется как отношение суммарной массы компонентов топлива к их объёму при заданном значении *коэффициента избытка окислительных элементов* или *коэффициента избытка окислителя* либо *коэффициента соотношения компонентов* ракетного топлива. П. топлива растёт при увеличении значения этих коэффициентов, т. к. обычно П. окислителя выше П. горючего. П. важная характеристика топлива, определяющая габариты и массу топливных баков ракеты (в случае ЖРД) или камеры сгорания (в случае РДТТ), она существенно влияет на *эффективность ракетного топлива*, особенно для первых ступеней ракеты, причём влияние П. сильнее проявляется на эффективности твёрдых топлив, чем жидких. Твёрдые топлива имеют П. (1500—2000 кг/м³) более высокую, чем жидкие (см. табл.).

Плотность некоторых жидких двухкомпонентных топлив при коэффициенте избытка окислительных элементов, равном единице, кг/м³

Окислитель	Горючее		
	водород жидкий	керосин	диметилгидразин несимметричный
Кислород жидкий	432	1088	1032
Четырёхокись азота	—	1282	1201
Фтор жидкий	758	—	—

Для повышения эффективности ракетного топлива иногда применяют охлаждение его компонентов с целью повышения их П.

ПЛО́ТНОСТЬ ВЕ́РХНЕЙ АТМОСФЕ́РЫ — одна из физических характеристик *атмосферы верхней*, определяемая составом и концентрацией атомов и молекул; зависит от температуры. Осн. причиной, обусловливающей торможение ИСЗ, является плотность атмосферы. Изменение плотности от высоты описывается барометрич. формулой, параметр к-рой — высота однородной атмосферы (шкала высот) — также меняется с высотой (см. *Атмосферы однородной высота*). Выше 100 км плотность атмосферы испытывает значительные вариации в зависимости, прежде всего, от солнечной и геомагнитной активности, времени суток и, в меньшей степени, от сезона и широты. Заметную роль играют полугодовые вариации, проявляющиеся в наличии относительных максимумов в апр. и окт. и минимумов в янв. и июле. Наиболее значительна реакция П. в. а. на изменение фазы 11-летнего солнечного цикла. Между годами максимума и минимума активности Солнца плотность меняется в среднем до 2 раз на выс. 200 км и до неск. сотен раз в области выс. 500—600 км. Одновременно изменяется глубина суточных и полугодовых вариаций, что существенно сказывается на динамике полётов КА на этих высотах. Зависимость структурных параметров атмосферы (темп-ры, плотности, хим. состава) от высоты описывается при помощи т. н. моделей верх. атмосферы. Наиболее полными являются междунар. справочные модели Коспар (CIRA — 1965 и CIRA — 1972). Первая даёт распределение плотности в диапазоне выс. 120—800 км в зависимости от времени суток для десяти значений индекса солнечной активности F_{107}. Вторая охватывает выс. 90 — 2500 км и характеризуется бо́льшим числом эмпирических зависимостей, позволяющих учесть разл. вариации плотности и темп-ры. Существует также сов. модель «Стандартная атмосфера» — СА-76.

ПЛО́ТНОСТЬ ЗАРЯЖА́НИЯ ракетного двигателя твёрдого топлива — то же, что *коэффициент объёмного заполнения*.

ПЛО́ТНОСТЬ ТЯ́ГИ электрического ракетного двигателя — отношение тяги ЭРД к площади какого-либо (чаще всего — выходного) сечения ЭРД. Выражается в Н/м².

ПЛОЩА́ДКА ОБСЛУ́ЖИВАНИЯ — горизонтальные площадки с ограждениями,

Ю. А. Победоносцев

располагаемые в период подготовки РН к пуску у каждого яруса обслуживания (отсеков РН) для размещения приборов, приспособлений и людей. Различают неподвижные и подвижные П. о.; выдвижение их в рабочее положение возможно в горизонтальном и вертикальном направлениях. П. о. обеспечивает круговой подход ко всем люкам данного яруса обслуживания или к люкам, располож. в огранич. секторе. Иногда П. о. полностью изолированы от внеш. среды и на них подаётся кондициониров. воздух. Число ярусов достигает 15—17. Верхние П. о. иногда располагаются на выс. св. 100 м.

ПЛУТО́Н — самая отдалённая от Солнца планета Солнечной системы (девятая по порядку). Ср. расстояние от Солнца 39,53 а. е. ($5{,}91 \cdot 10^{12}$ м). Период обращения П. вокруг Солнца 248,5 года, ср. скорость движения П. по орбите 4,7 км/с. Вследствие большого эксцентриситета орбиты (0,248), расстояние П. от Солнца в перигелии меньше расстояния до орбиты Нептуна. Однако вследствие большого наклонения орбиты П. к эклиптике (17° 9′) миним. расстояние между орбитами П. и Нептуна ~2,5 а. е. Более того, период обращения П. относится к периодам обращения Нептуна и Урана примерно как 3 : 2 : 1. Это приводит к тому, что расстояние между Плутоном и Нептуном не бывает меньше 16 а. е. В то же время П. может сближаться с Ураном до расстояния ~ 10 а. е. П.— двойная планета. Его спутник расположен на расстоянии ок. 20 тыс. км от центра планеты и обращается синхронно с вращением П., делая 1 оборот за 6,39 сут. Диам. П. ок. 3000 км. Размеры спутника лишь втрое меньше. Масса спутника ~ 0,1 массы П., к-рая равна ~ $1 \cdot 10^{22}$ кг. Ср. плотность П. ок. 700 кг/м³. Диск П. не доступен телескопич. наблюдениям. Солнечная постоянная на ср. расстоянии П. от Солнца ~ 0,9 Вт/м². Темп-ра в подсолнечной точке 60 К. Атмосфера не обнаружена. По-видимому, поверхность П. покрыта метановым инеем. В таком случае отражательная способность в видимой части спектра должна быть ~ 0,4.

ПНЕВМАТИ́ЧЕСКИЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — *ракетный двигатель*, работающий на сжатом газе. См. *Газовый ракетный двигатель*.

ПНЕВМОРАЗЪЁМ — разъёмное соединение пневмопроводов РН с пневмопроводами ПУ, состоящее из отъёмной пневмоколодки и ответной части на ракете с соответствующими уплотнит. элементами. Число пневмоканалов, подводимых к РН, может достигать неск. десятков; поэтому иногда П. объединяют в отд. блоки (масса до неск. сотен кг). Для дистанц. стыковки наземной и бортовой частей П. и расстыковки их перед пуском РН применяют стыковочные механизмы разл. конструкций.

ПОБЕДОНО́СЦЕВ Юрий Александрович (1907—73) — советский учёный в области ракетной техники, засл. деят. науки и техники РСФСР (1967), доктор технич. наук (1949). С 1925 работал в ЦАГИ. С 1926 учился на механич. ф-те МВТУ, затем в Моск. авиац. ин-те (окончил самолётостроит. ф-т МАИ в 1930). С 1932 работал в ГИРД, с 1933 — в РНИИ; участвовал в создании гвардейских миномётов «Катюша», провёл первые испытания ПВРД в полёте. С 1946 вёл науч. работу в ряде н.-и. ин-тов. Преподавал в МГУ, МВТУ, МАИ и др. вузах (проф. с 1938). Чл.-корр. Междунар. академии астронавтики (1968). Гос. пр. СССР (1941). Награждён орденом Ленина, орденами Отечественной войны 1-й степени, Красной Звезды, «Знак Почёта» и медалями.

ПОДВЕ́С ГИРОСКО́ПА — совокупность приспособлений, обеспечивающих ротору *гироскопа* нужное число угловых степеней свободы относительно основания (2, 3 и более) и выполняющих вспомогательные функции (подвод электропитания к гиромотору, угломерным и моментным датчикам и т. п.). Гл. требование к П. г.— миним. значения передаваемых на гироскоп вредных моментов, вызывающих его уход. Совершенство П. г. с этой точки зрения — важнейший фактор, во многих случаях определяющий конечную точность и возможности системы управления в целом. Нек-рые принципы управления, применяемые в ракетной и космич. технике, стали реальными лишь после создания П. г., отвечающих весьма высоким требованиям.

Простейший П. г.— карданный подвес на шарикоподшипниках; для снижения вредных моментов используют шарикоподшипники особой конструкции, а также подшипники с принудит. вращением или качкой колец. Спец. типы П. г.: поплавковый (см. *Поплавковый гироскоп*) и различного рода бесконтактные — аэродинамич., магнитный, криогенный, электростатич. и др. В аэродинамич. П. г. его подвижные части или только ротор поддерживаются во взвешенном состоянии возд. подушкой, к-рая создаётся принудит. подачей газа в узкие зазоры между движущимися деталями. Для ротора гироскопа, благодаря большой частоте его вращения, используют также эффект аэродинамич. смазки, исключающий контакт ротора с опорой без принудит. подачи газа. В магнитном и криогенном П. г. ротор удерживается во взвешенном состоянии магнитным полем. В криогенном П. г. детали гироскопа охлаждаются для этой цели до темп-ры, при к-рой наступает явление сверхпроводимости. В электростатич. П. г. ротор выполняется в виде полого шара, к-рый вращается по инерции в вакуумной камере и удерживается от соприкосновения с её стенками достаточно сильным электростатич. полем. Важную проблему в прецизионных П. г. составляет отсчёт углового положения ротора без передачи на него дополнит. вредных моментов. Эта задача решается с помощью спец. бесконтактных (индукционных, оптических, ёмкостных) датчиков угла.

ПОДВЕСНЫ́Е БА́КИ — топливные баки, установленные внутри *топливного отсека* и не участвующие в восприятии внеш. нагрузок, действующих на РН или КА (обычно П. б. нагружены лишь внутр. давлением и инерционными силами от массы топлива и собств. массы бака). Применение П. б. в конструкции РН в ряде случаев оправдано при малом давлении наддува баков и более низких прочностных свойствах материала бака по сравнению с несущим корпусом (напр., в связи со свариваемостью, стойкостью к агрессивным средам и др.), а также при обеспечении теплового режима низкокипящих компонентов топлива. В конструкции ракетных блоков КА применение П. б. часто определяется компоновкой, требованиями обеспечения теплового режима в длит. полёте и др. факторами; при этом вопрос о восприятии внеш. нагрузок не имеет существенного значения (нагрузки в процессе полёта, как правило, относительно малы). П. б. находят применение в осн. в ракетных блоках КА и реже — в РН. Масса П. б. в зависимости от давления наддува, размеров и др. факторов составляет для РН 1,5—2,5% от массы топлива, для ракетных блоков КА — 2—6% (при вытеснит. системе подачи — до 20%). Конструкция П. б. представляет собой тонкостенную сварную металлич. оболочку с усилениями в местах расположения узлов крепления к корпусу топливного отсека. См. также *Несущие баки*.

ПОДПИ́ТКА — см. в ст. *Заправка ракеты-носителя*.

ПОДПИ́ТЧИК — см. в ст. *Заправка ракеты-носителя*.

ПОДЪЁМНАЯ СИ́ЛА — аэродинамическая сила, действующая на ЛА, движущийся в атмосфере, перпендикулярно направлению полёта ЛА. При *управляемом спуске* с торможением в атмосфере можно управлять движением КА (напр., спускаемого аппарата) путём изменения направления или значения П. с., варьируя углы крена или тангажа.

ПО́ИСК ОПО́РНЫХ ОРИЕНТИ́РОВ в космонавтике — один из начальных этапов процесса ориентации КА, целью к-рого является захват *опорных ориентиров* автоматическими *датчиками позиционными* ориентации или *визиром* космонавта. П. о. о. выполняется различно в зависимости от выбранных опорных ориентиров. Наиболее прост поиск Солнца, а также поиск близлежащей планеты (напр., Земли с низколетящего КА); от др. небесных тел такая планета отличается своими большими угловыми размерами, занимая значит. часть полной сферы обзора. При поиске ярких звёзд руководствуются тем, что число их невелико (всего 20 звёзд первой величины), а взаимное расположение и положение относительно Солнца в каждый данный момент точно известно. Наиболее надёжно эта задача решается с участием космонавта (см. *Ориентация ручная*).

ПОИСКО́ВО-СПАСА́ТЕЛЬНЫЙ КО́МПЛЕКС — совокупность авиационных, наземных и морских поисково-спасательных средств и служб, предназначенных для поиска, обнаружения места посадки КК, оказания первой помощи космонавтам и доставки их в наземные пункты отдыха или на корабли, а также доставки спускаемых аппаратов (СА) КК. П.-с. к. обеспечивает спасение космонавтов и в аварийных ситуациях, к-рые могут возникнуть до пуска или непосредственно после пуска КК (на участке выведения КК на орбиту). Поэтому средства П.-с. к. располагают кроме осн. (расчётного) *полигона посадки*, также и в р-не стартовой позиции, по трассе полёта на участке выведения, в резервных и дополнит. р-нах посадки.

Осн. подвижными средствами поиска СА КК являются самолёты и вертолёты. Они оборудуются радиопеленгаторами, к-рые регистрируют радиосигналы передатчиков КК. При посадке на сушу в осн. р-не поисков могут быть оборудованы наземные пункты наблюдения. При приводнении в р-н посадки направляют отряд кораблей во главе с авианосцем или вертолётоносцем. По трассе спуска и в р-не посадки патрулируют самолёты и вертолёты с парашютистами-водолаза-

ми спасат. команды, сбрасываемыми вместе с плавучими средствами (напр., надувные понтон и лодка) при обнаружении приводнившегося СА. Понтон подводится под СА, обеспечивая его непотопляемость даже при разгерметизации СА. Водолазы помогают космонавтам перейти в надувную лодку, после чего их поднимают на борт вертолёта и доставляют на корабль.

П.-с. к., созданный в СССР в период подготовки к полёту первого космонавта на КК *«Восток»*, развивался и совершенствовался в последующие годы и продолжает эксплуатироваться. П.-с. к. включает: командный пункт, организуемый при каждой посадке ответств. представителем поисково-спасат. службы на командном пункте ближайшего к месту посадки СА аэродрома; самолёты и вертолёты; наземные подвижные поисково-эвакуац. средства. К работе П.-с. к. привлекаются также РЛС, подвижные наземные и плавучие средства различных мин-в и ведомств (мин-во гражд. авиации, мин-во речного флота и др.).

П.-с. к. планирует мероприятия по проведению поисково-спасат. работ, организует взаимодействие с др. орг-циями на время поисково-спасат. и эвакуац. работ; обеспечивает поиск и обнаружение приземлившихся СА, высадку поисково-эвакуац. отрядов, парашютно-десантных групп и групп мед. обслуживания к месту посадки. В обязанность П.-с. к. входит принятие оперативных решений по организации и проведению спасат. работ при посадке СА вне расчётного р-на.

Координаты точки посадки СА определяются с использованием данных прогноза о р-не посадки, выдаваемых Центральным пунктом управления, а также на основании измерений радиопеленгац. и радиолокац. средств на участке спуска СА. Непосредственно поиск и визуальное обнаружение СА на месте посадки производятся авиац. средствами (самолётами, вертолётами), специально оборудованными поисковыми радиокомпасами УКВ диапазона. В случае неблагоприятных метеоусловий или в тёмное время суток поиск и обнаружение приземлившихся СА производятся силами и средствами поисково-эвакуац. отрядов.

По прибытию к месту посадки группа мед. обслуживания оказывает космонавтам первую необходимую помощь и производит эвакуацию их в пункт назначения. К числу осн. мер технич. обслуживания СА на месте посадки относятся: вскрытие технологич. люков объекта; извлечение кассет с информацией для последующей доставки их по назначению; дезактивация объекта; демонтаж нек-рых устройств и подготовка их и объекта к эвакуации. При посадке СА в акватории Мирового океана для их поиска, обнаружения, спасения и эвакуации используются спец. оборудованные средства поисково-спасат. службы флотов.

В. Н. Медведев.

ПО́ЙНТИНГА — РО́БЕРТСОНА ЭФФЕ́КТ — эффект светового давления, заключающийся в том, что вследствие аберации света частица, обращающаяся вокруг Солнца, получает на лобовую по направлению движения часть больше радиации, чем на тыльную, тогда как переизлучает она солнечную энергию изотропно (т. е. одинаково во всех направлениях). Благодаря П.—Р. э. частица постепенно теряет кинетич. энергию и приближается к Солнцу по спиралеобразной кривой, что равноценно движению частицы в нек-рой сопротивляющейся среде. Для крупных тел П.—Р. э. практически неощутим. Однако, напр., космич. пылинка с плотностью, равной 1000 кг/м³, и радиусом 0,01 мм, начав движение в р-не земной орбиты, «снизится» по спирали на поверхность Солнца из-за П.—Р. э. за 7 тыс. лет. П.—Р. э. приводит к быстрому отсасыванию пыли из окрестностей Солнца. Поскольку кол-во межпланетной пыли в среднем неизменно, должны быть постоянные источники пыли. Ими могут быть разрушающиеся периодич. кометы и астероиды. В окрестностях земной орбиты П.—Р. э. равноценен движению в сопротивляющейся среде с плотностью 10^{-13} кг/м³, что приходится учитывать для тех КА, у к-рых отношение площади поверхности к массе близко к 0,1 м²/кг (напр., надувных ИСЗ типа «Эхо»).

«ПОКОРИ́ТЕЛЯМ КО́СМОСА» ОБЕЛИ́СК — монумент в ознаменование выдающихся достижений советского народа в освоении космич. пространства. Сооружён в Москве, на проспекте Мира. Открыт в 1964. Общая выс. 107 м, облицован листами из титанового сплава, завершается 11-метровой моделью космич. ракеты. Установлен на облицованном полированным гранитом постаменте-стилобате, внутри к-рого размещён Мемориальный музей космонавтики (см. *Музеи космонавтики и ракетно-космической техники*). По двум сторонам стилобата горельефы на тему героич. свершений сов. учёных, инженеров и рабочих, первыми в мире проложивших путь в космос. Здесь же тексты сообщений ТАСС об основных этапах освоения космоса. Авторы — скульп. А. П. Файдыш-Крандиевский, арх. М. О. Барщ и А. Н. Колчин. Перед монументом установлен памятник К. Э. Циолковскому (1964) и расположена *Аллея космонавтов*.

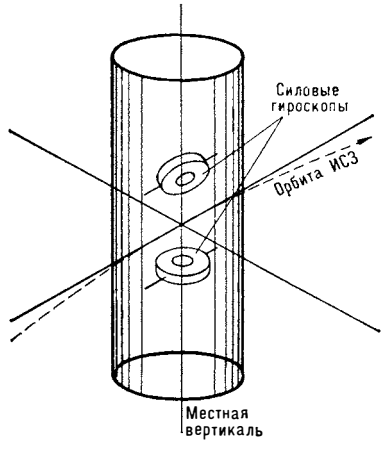
ПОЛЕ́ЗНЫЙ ГРУЗ ракеты — находящиеся на борту ракеты отсеки и устройства, непосредственно определяющие целевое назначение. П. г. боевых ракет — головная часть, содержащая боевой заряд и аппаратуру управления его действием. П. г. ракеты-носителя — *космический аппарат*.

«ПОЛЁТ» — наименование первых в космической технике советских маневрирующих ИСЗ, снабжённых аппаратурой и системой двигательных установок, обеспечивающих изменение высоты и плоскости орбиты в полёте. На борту ИСЗ были установлены также науч. аппаратура, телеметрич. система и радиопередающие устройства. «П.-1» запущен 1.11.1963. Исходная орбита имела выс. в перигее 339 км, выс. в апогее 592 км. После ряда манёвров перешёл на орбиту с выс. в перигее 343 км, выс. в апогее 1437 км. «П.-2» запущен 12.4.1964. В результате проведённых на орбите манёвров выс. в перигее изменилась с 236 до 310 км, выс. в апогее — с 465 до 500 км, наклонение орбиты — с 58 до 60°.

ПОЛИГО́Н ПОСА́ДКИ космических аппаратов — район Земли, предназначенный для штатной посадки *спускаемых аппаратов* (СА). Оборудован спец. технич. средствами — комплексом измерит. плавучих и лётно-подъёмных средств для точного определения координат места посадки, выдачи целеуказаний самолётам и эвакуации СА и экипажа. Измерит. средства комплекса установлены на наземных и корабельных измерит. пунктах, размещённых вдоль трассы спуска СА (протяжённостью до 5—6 тыс. км), а также непосредственно в р-не посадки. Размеры р-на посадки зависят от рассеивания координат точек приземления (приводнения) СА. В СССР точка посадки выбирается в р-нах с равнинной местностью, не имеющих крупных водоёмов, лесистых и заболоченных мест, чтобы обеспечить безопасное приземление СА с экипажем на борту.

П. п. включает: командный пункт, радиолокац. и радиотехнич. средства измерения траектории спуска, радиотелеметрич. средства, наземные, плавучие и авиац. ТВ средства, комплекс средств связи для обмена информацией между элементами П. п., а также авиац. *поисково-спасательный комплекс* для обеспечения оперативного поиска приземляющегося СА и эвакуации экипажа.

ПОЛУПАССИ́ВНАЯ СИСТЕ́МА УПРАВЛЕ́НИЯ ОРИЕНТА́ЦИЕЙ — система управления *ориентацией*, сочетающая принципы работы *пассивной системы управления ориентацией* и *активной системы управления ориентацией*. Пример П.с.у.о.— гравитационно-гироскопич. система, обеспечивающая *орбитальную ориентацию* ИСЗ. В этой системе используют *гравитационный момент* для совмещения одной из осей (ось курса) ИСЗ с местной вертикалью; для этого ИСЗ придаётся форма, вытянутая вдоль



ориентируемой таким способом оси. Если придание ИСЗ требуемой формы невозможно, та же задача решается с помощью *гравитационного стабилизатора*. Ориентация других осей ИСЗ (осей крена и тангажа) обеспечивается системами, включающими один или неск. *гироскопических силовых стабилизаторов*; наиболее часто для этой цели применяют два гироскопа, установленных так, чтобы вектор суммарного кинетич. момента был постоянно перпендикулярен плоскости ИСЗ, включающей оси курса и крена. Благодаря вращению ИСЗ вокруг нормали к плоскости орбиты (вызвано движением ИСЗ по орбите и постоянной ориентацией оси курса по направлению местной вертикали) возникает гироскопич. момент, стремящийся совместить вектор суммарного кинетич. момента гироскопов с нормалью к плоскости орбиты ИСЗ. Этот момент путём разворота ИСЗ вокруг оси курса обеспечивает положение осей крена и тангажа ИСЗ, соответствующее его орбитальной ориентации (см. рис.). Наряду с описанной гравитационно-гироскопич. системой, возможны и иные П. с. у. о. (гравитационно-реактивная, гравитационно-электромагнитная, аэродинамич. с силовыми гироскопами и т. д.). Осн. преимущество П. с. у. о. по сравнению с чисто активными система-

Л. И. Попов

П. Р. Попович

ми управления ориентацией — их простота и экономичность; однако всем П. с. у. о. свойственны и мн. недостатки пассивных систем (прежде всего, малая устойчивость по отношению к возмущающему моменту, а также неспособность выполнять сложные угловые манёвры).

Е. Н. Токарь.

ПО́ЛЮСЫ МИ́РА — точки пересечения *небесной сферы* и *оси мира*. Различают сев. и юж. П. м.

ПОЛЯРИЗА́ЦИЯ РАДИОВО́ЛН — зависит от типа *антенны* радиопередатчика и определяется положением вектора электрического поля. При линейной П. р. вектор электрич. поля в случае распространения радиоволн в открытом пространстве остаётся параллельным самому себе, при круговой — вращается с частотой радиоволн, оставаясь постоянным по значению, при эллиптич.— вращается так же, как и при круговой, изменяясь одновременно по значению. Вращение плоскости поляризации наблюдается при распространении радиоволн в магнитном поле в *ионосфере*, при излучении радиоволн вращающимися КА. Оно может вызвать пропадание радиосигналов при приёме на антенны с линейной поляризацией или ослабить их (до 2 раз) при приёме на антенны с круговой поляризацией.

ПОЛЯ́РНОЕ СИЯ́НИЕ — повышенная *эмиссия верхней атмосферы* и сопровождающий её комплекс явлений. П. с. возникает при вторжении в земную атмосферу энергичных протонов и электронов, а также при быстрых колебаниях интенсивности геомагнитного поля (генерации магнитогидродинамич. волн, поглощаемых в *ионосфере*). Во время П. с. наблюдается повышение ионизации в ниж. ионосфере.

Известно 3 осн. типа П. с., к-рые могут в той или иной мере сопровождать друг друга. П. с. первых двух типов вызываются вторжением в земную атмосферу на выс. 100—200 км огромных кол-в электронов с энергией в неск. кэВ (1-й тип) и протонов с энергией в сотни эВ (2-й тип), к-рые приводят к возникновению в области E ионосферы сильной, весьма неоднородной ионизации, а также интенсивным эмиссиям нейтральных и ионизированных молекул и атомов атмосферы. П. с. 3-го типа вызываются интенсивным разогревом верхней атмосферы магнитогидродинамич. волнами при относительно небольшой интенсивности вторгающихся малоинтенсивных протонов и электронов и слабыми эмиссиями, создаваемыми этими частицами. Преобладающим излучением в П. с. этого типа является эмиссия атомарного кислорода на длине волны $6{,}3\cdot10^{-7}$ м. Во всех случаях на выс. ниже 100 км в обл. D ионосферы проникают электроны с энергией в неск. десятков кэВ, они создают там повышенную ионизацию, сопровождаемую интенсивным поглощением радиоволн. В первых двух случаях макс. вторжение заряж. частиц происходит вблизи 67° геомагнитной широты. Эта область наз. зоной П. с. и имеет овальную форму. П. с. 3-го типа наблюдаются на значительно более низких геомагнитных широтах. Иногда в околополюсные области выше 67° геомагнитной широты через неск. десятков мин после солнечных хромосферных вспышек в слой D ионосферы проникают протоны и электроны с энергией в неск. МэВ, увеличивая там ионизацию, сопровождаемую поглощением радиоволн; это т. н. П. с. в приполюсной области. В результате процессов, происходящих во время П. с., в верхней атмосфере возникает перенос возд. масс в сторону экватора.

Формы свечения, наблюдаемые визуально, зависят от типа П. с. Наибольшее многообразие форм наблюдается в П. с. 1-го типа. Длительность П. с.— от десятков мин до неск. сут. Природа П. с. интенсивно исследуется наземными и космич. средствами. Большой вклад в изучение природы П. с. внесли советско-франц. исследования на ИСЗ «*Ореол*-1, -2, -3», а также эксперименты по программе *АРАКС* по вызыванию искусств. П. с.

ПОМЕ́ХИ РАДИОПРИЁМУ — электромагнитные колебания различного происхождения, накладывающиеся на принимаемые радиосигналы и затрудняющие их приём. П. р. разделяются на внутр. (*шумы радиоприёмника*, шумы антенны) и внеш., воздействующие извне на антенну или приёмник. Внеш. П. р. возникают от ряда источников: совпадающих или близких по частоте радиопередатчиков, разл. электрич. установок, приборов и сетей (т. н. пром. помехи) и др. П. р. от соседних по частоте радиопередатчиков ослабляют рациональным построением приёмных устройств. Для ослабления пром. П. р. земные станции космич. систем связи располагают на необходимом удалении от возможных источников помех. Кроме того, пром. П. р. подавляют спец. электротехнич. и радиотехнич. устройствами в месте их возникновения. Действие П.р. ослабляется при увеличении *энергетического потенциала линии связи*. См. также *Шумы атмосферы*, *Шумы космоса*.

ПОМЕХОЗАЩИЩЁННОСТЬ системы — способность системы препятствовать попаданию помех в радиоканал и противостоять их вредному влиянию. П.— это *помехоустойчивость* при условии принятия мер по защите системы от попадания помехи. Поэтому П., помимо факторов, влияющих на помехоустойчивость, зависит от характеристик побочного излучения и внеполосного приёма, ширины диаграммы направленности и уровня боковых лепестков антенного устройства, режима работы и тактики применения системы. Повышение П. можно обеспечить совершенствованием характеристик антенны, использованием новых диапазонов частот, применением методов адаптации к помеховой обстановке и др.

ПОМЕХОУСТО́ЙЧИВОСТЬ линии радиосвязи — способность линии радиосвязи противостоять вредному влиянию помех при принятии сообщений с требуемым уровнем достоверности. Определяют П. как линии радиосвязи в целом, так и отд. её элементов. Рассматриваются П. способа кодирования сообщений, П. методов модуляции, П. радиоприёмника, П. декодера и др. П. можно характеризовать степенью соответствия принятого радиосигнала переданному при заданном отношении сигнал/помеха. П. зависит от характера и вида помехи, от формы и характеристик полезного сигнала, от передаточных функций элементов линии радиосвязи (полоса пропускания, линейность канала, метод обработки сигнала и др.). П. различных линий связи и устройств сопоставляются по характеристикам верности приёма при заданном соотношении сигнал/помеха. Предельно достижимую П. наз. потенциальной. Повышение П. достигают за счёт оптимизации формы сигнала, выбора рациональных видов *модуляции* и *кодирования* сообщений, оптимизации методов обработки сигналов.

ПОМО́РЦЕВ Михаил Михайлович (1851—1916) — русский изобретатель в области ракетной техники, аэролог, генерал-майор. Окончил Михайловское арт. уч-ще в Петербурге (1871) и Академию Ген. штаба (1878). С 1881 преподавал в Военно-инж. академии, с 1885 в Арт. уч-ще в Петербурге. С 1885 организовал подъёмы на аэростатах для изучения атмосферных явлений; обработал результаты неск. десятков таких полётов. С целью увеличения дальности полёта и кучности падения ракет в 1902—05 предложил и испытал ок. 20 типов несущих и стабилизирующих поверхностей (стабилизаторы, крылья и др.). В 1905 предложил проект ракеты с двигателем, работающим на сжатом воздухе. В 1907 исследовал взаимосвязь давления в камере двигателя, скорости истечения газов, размеров ракетной пустоты, способов набивки пороха в гильзу и др. В 1908 с предложенным им стабилизатором добился увеличения дальности полёта ракеты массой 10—12 кг до 8—9 км. Изобрёл ряд аэронавигационных и др. приборов. Именем П. назван кратер на Луне.

ПОПЛАВКО́ВЫЙ ГИРОСКО́П — гироскоп, подвес к-рого выполнен в виде поплавка, погружённого в жидкость с плотностью, равной средней плотности поплавка. Т. к. при этом обеспечивается разгрузка чувствит. осей от веса поплавка и сил инерции, развивающихся при ускоренном движении, П. г. обладает малым уходом и стойкостью по отношению к вибрациям и перегрузкам, возникающим при работе РД. См. *Подвес гироскопа*.

ПОПО́В Леонид Иванович (р. 1945) — космонавт СССР, полковник, дважды Герой Сов. Союза (1980, 1981), лётчик-космонавт СССР (1980). Чл. КПСС с 1971. Окончил Черниговское высшее воен. авиац. уч-ще лётчиков (1968), Военно-возд. академию им. Ю. А. Гагарина (1976). С 1970 в отряде космонавтов. 9 апр.— 11 окт. 1980 совм. с В. В. *Рюминым* совершил полёт на КК «Союз-35» и орбит. станции «Салют-6» (в качестве командира). Во время полёта к орбит. станции пристыковывались КК «Союз-36» (экипаж В. Н. *Кубасов*, Б. *Фаркаш*), «Союз Т-2» (экипаж Ю. В. *Малышев*, В. В. *Аксёнов*), «Союз-37» (экипаж В. В. *Горбатко*, *Фам Туан*), «Союз 38» (экипаж Ю. В. *Романенко*, А. *Тамайо Мендес*), грузовые трансп. КА «Прогресс-8» — «Прогресс-11». Время полета 184 сут 20 ч 11 мин 35 с. Возвратился на Землю на КК «Союз-37». 14—22 мая 1981 совм. с Д. *Прунариу* совершил полёт на КК «Союз-40» (в качестве командира) и орбит. станции «Салют-6» (осн. экипаж В. В. *Ковалёнок*, В. П. *Савиных*) с пристыкованным к ней КК «Союз Т-4». Полёт продолжался 7 сут 20 ч 41 мин

52 с. 19—27 авг. 1982 совм. с А. А. *Серебровым* и С. Е. *Савицкой* совершил полёт (в качестве командира) на КК «Союз Т-7» и на орбит. станции «Салют-7» (осн. экипаж А. Н. *Березовой*, В. В. *Лебедев*) с пристыкованным к ней КК «Союз Т-5». Возвратился на Землю на КК «Союз Т-5». Время полёта 7 сут 21 ч 52 мин 24 с. За 3 рейса в космос налетал 200 сут 14 ч 45 мин 51 с. Деп. Верх. Совета СССР 11-го созыва. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР. Награждён 3 орденами Ленина и медалями, а также иностр. орденами. П. присвоены звания Героя Республики Куба, Героя Труда СРВ, Героя ВНР, Героя СРР.

ПОПО́ВИЧ Павел Романович (р. 1930) — космонавт СССР, ген.-майор авиации (1976), дважды Герой Сов. Союза (1962, 1974), лётчик-космонавт СССР (1962), канд. технич. наук (1977). Чл. КПСС с 1957. В 1951 окончил Магнитогорский индустр. техникум и одновременно аэроклуб. Окончил Качинское воен. авиац. уч-ще лётчиков им. А. Ф. Мясникова (1954), Военно-возд. инж. академию им. Н. Е. Жуковского (1968). В 1960—69 в отряде космонавтов. 12—15 авг. 1962 совершил полёт на КК «Восток-4». Полёт проходил одновременно с полётом КК «Восток-3», пилотируемого А. Г. *Николаевым*. Между космонавтами была установлена двусторонняя связь, с кораблей велись широковещат. ТВ передачи. Полёт продолжался 2 сут 22 ч 57 мин. 3—19 июля 1974 совм. с Ю. П. *Артюхиным* совершил полёт на КК «Союз-14» и орбит. станции «Салют-3» (в качестве командира). Полёт продолжался 15 сут 17 ч 30 мин 28 с. За 2 рейса в космос налетал 18 сут 16 ч 27 мин 28 с. Деп. Верх. Совета Укр. ССР 6—11-го созывов. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР, медаль де Лаво, золотая медаль «Космос», Почётный диплом им. В. М. Комарова (ФАИ). Награждён 2 орденами Ленина, орденом Красной Звезды и медалями, а также иностр. орденами и медалями. П. присвоено звание Героя Труда СРВ. Почётный гражданин городов Калуга, Полтава, Магнитогорск, Гурьев, Запорожье, Южно-Сахалинск, Ковров.

ПО́РИСТОЕ ОХЛАЖДЕ́НИЕ — то же, что *транспирационное охлаждение*.

ПО́РИСТЫЕ ЭЛЕМЕ́НТЫ — пористые электроды и другие детали, используемые, например, для осуществления и интенсификации различных физико-химических и электрохимических процессов в СЖО, энергоустановках и других системах КА. Развитая внутр. поверхность П. э. позволяет осуществлять с высокой интенсивностью процессы, действит. скорость к-рых мала, а проницаемость П. э. для жидкости и газа даёт возможность уменьшить ограничения, связанные с низкой скоростью диффузии реагентов (к электродам электрохим. аппаратов, в зону реакции абсорберов и десорберов и др.). В системах с проточными пористыми электродами сравнительно просто (без применения спец. селективных мембран и диафрагм) могут быть разделены продукты, образующиеся на электродах, продукты абсорбции и десорбции путём отсасывания их через поры. П. э. обеспечивают проведение физико-хим. процессов в условиях невесомости.

Металлич. П. э. изготовляются спеканием в водородной среде свободно насыпанного в форму металлич. порошка (свободное спекание); спеканием в водородной среде нанесённого на сетчатую или перфорированную ленту водного шлама из металлич. порошка (шламовое спекание); спеканием в водородной среде металлич. порошка, уплотнённого между валками, с порообразующим агентом или без него (валковое спекание); прессованием металлич. порошка с порообразующим агентом с последующим их спеканием в водородной среде. Свободное спекание даёт высокую пористость (от 50 до 90%), однако получаемые при этом П. э. недостаточно прочны и обладают значит. электрич. сопротивлением. Использование в качестве основы П. э. перфорированных пластинок или сеток увеличивает прочность, укрепляет связи частиц металлич. порошка и приводит к увеличению электрич. проводимости. Шламовое спекание применяется для нанесения пористой массы на гладкие пластины (в этом случае порошок сохраняется в виде суспензии). Валковое спекание служит гл. обр. для получения требуемых изделий в больших кол-вах, на пористость в значит. степени оказывают влияние диаметр и скорость валков; при обеспечении равномерного распределения порошка между валками можно получать изделия с однородным распределением пор; максимум достигаемой пористости равен 60%. Прессование из порошка с добавкой порообразующих агентов в спец. формах и последующее спекание в водородной или к.-л. другой нейтральной среде широко применяются при разработке П. э. спец. установок (электролизеров, абсорберов, десорберов, топливных элементов и др.).

ПОРО́Г СЛЫ́ШИМОСТИ — минимальная сила звука, воспринимаемая ухом в области частот 1000—3000 Гц и равная 10^{-12} Вт/м². К остальным звуковым частотам (от 20 до 1000 Гц и от 3000 до 20 000 Гц) ухо менее чувствительно.

ПОРОХОВО́Й РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — то же, что *ракетный двигатель твёрдого топлива*.

ПОРОШКО́ВО-ВА́КУУМНАЯ ИЗОЛЯ́ЦИЯ — см. в ст. *Термоизоляция ёмкостей*.

ПОСА́ДОЧНЫЙ И́МПУЛЬС — импульс, сообщаемый КА перед спуском на поверхность небесного тела. Значение П. и. зависит от метода спуска. При *спуске с торможением атмосферой* П. и. может быть относительно небольшим, напр., для ИСЗ достаточен П. и., изменяющий скорость на 100—200 м/с. Для спуска на крупные небесные тела, лишённые атмосферы, требуется значительный П. и., позволяющий погасить практически полную скорость КА относительно посадочной поверхности, напр., при спуске на Луну с окололунной круговой орбиты необходимо погасить ~ 1500 м/с. Энергетически наиболее выгодное направление П. и. не всегда совпадает с направлением касательной к орбите КА, т. е. с направлением *тормозного импульса*.

ПОСТРОИ́ТЕЛЬ ВЕРТИКА́ЛИ — бортовой прибор ИС, определяющий направление на центр планеты, вокруг к-рой обращается ИС. Работа П. в. может быть основана на разл. физ. принципах: радиолокации поверхности планеты, оптич. методах, эффекте экранирования планетой потока космич. лучей, определении направления силовых линий гравитац. поля планеты и др. Один из наиболее распространённых видов П. в.— *инфракрасная вертикаль*.

ПОТЕНЦИА́Л ПРИТЯЖЕ́НИЯ (от лат. potentia — сила) — некоторая функция от координат точки пространства, характеризующая данное поле тяготения; произведения её частных производных по координатам, взятых с обратным знаком, на массу тела (напр., КА) равны проекциям на соответствующие оси силы тяготения, действующей на это тело со стороны данного поля.

У. Поуг

Д. Прунариу

ПОТЕ́РНА (франц. poterne, от лат. posterula — задняя дверь, чёрный ход) — закрытый горизонтальный проход между подземными помещениями, напр., *стартового комплекса* космодрома (включая *пусковое сооружение*). Используется для прокладки гидравлич. и пневматич. коммуникаций систем *заправки* и *термостатирования*, электрич. кабелей и т. п. П. оборудуются электроосвещением, вентиляцией и т. д.

ПО́УГ (Pogue) Уильям (р. 1930) — космонавт США, полковник ВВС в отставке. В ВВС с 1951. Получил степень бакалавра пед. наук в баптистском ун-те в Шони (шт. Оклахома) в 1951 и магистра в обл. математики в Оклахомском гос. ун-те в 1960. В 1960—63 преподавал математику в Академии ВВС в Колорадо-Спрингс (шт. Колорадо). После окончания в 1965 Школы лётчиков-испытателей в Фарнборо (Великобритания) испытывал самолёты (освоил св. 50 типов амер. и англ. самолётов), затем служил на воен.-возд. базе Эдуардс (шт. Калифорния) инструктором в Школе по подготовке пилотов для аэрокосмич. исследований. С 1966 в группе космонавтов НАСА. 16.11.1973—8.2.1974 совм. с Дж. *Карром* и Э. *Гибсоном* совершил полёт в качестве чл. 3-го экипажа орбит. станции «Скайлэб». Полёт продолжался 84 сут 1 ч 15 мин 32 с. Дважды выходил в открытый космос (общее время 13 ч 31 мин). Чл. Об-ва лётчиков-испытателей. Награждён золотой медалью НАСА «За выдающиеся заслуги». В 1975 перешёл работать в частную фирму, но в 1976 вернулся в НАСА и готовится к полётам по программе «Спейс шаттл».

ПРЕДЕ́ЛЬНО ДОПУСТИ́МАЯ КОНЦЕНТРА́ЦИЯ (ПДК) токсичного вещества — максимальная концентрация вещества (например, компонентов топлива, продуктов дыхания, выделений внутреннего оборудования КК), допустимая в атмосфере кабины КК, в рабочих помещениях космодрома и т. п. и не оказывающая токсичного действия на работающих. ПДК обычно устанавливается после длит. изучения физиол. действия вещества на подопытных животных, после чего найденные значения вносятся в действующие санитарные нормы. См. также *Токсичность* компонентов ракетного топлива.

ПРЕДНАСО́С — см. *Бустерный насос*.

ПРИБО́Р БОКОВО́Й СТАБИЛИЗА́ЦИИ — прибор для определения отклонения (сноса) и скорости сноса центра масс РН или КА в направлении, совпадающем с программным положением свя-

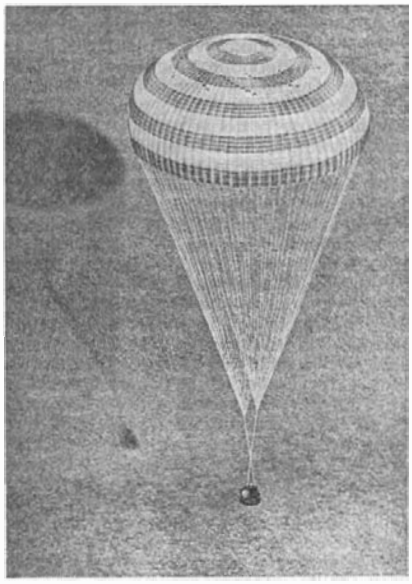
занной оси. В основе П. б. с. лежит чувствит. устройство, регистрирующее *кажущееся ускорение* в боковом направлении. Элементом, непосредственно воспринимающим боковое ускорение, является ориентированный соответствующим образом физ. маятник. При наличии бокового ускорения возникает момент, отклоняющий маятник. Для его возвращения в исходное состояние создаётся противомомент путём пропускания электрич. тока в обмотке т. н. датчика момента. При равенстве обоих моментов, обеспечиваемом спец. следящей системой, сила тока (сигнал) в обмотке датчика пропорциональна ускорению, действующему вдоль оси чувствительности прибора. Интегрированием сигнала с датчика моментов (с помощью аналоговой схемы или бортовой ЦВМ) соответствующее число раз получают информацию о сносе и скорости сноса РН и КА. П. б. с. используется в составе *автоматов стабилизации* РН и КА на разгонных и тормозных участках полёта.

ПРИБО́Р НОРМА́ЛЬНОЙ СТАБИЛИЗА́ЦИИ — прибор, предназначенный для измерения скорости и смещения центра масс РН в направлении, перпендикулярном программному положению оси РН и лежащем в плоскости орбиты выведения. В основе конструкции прибора — тот же принцип, что и в *приборе боковой стабилизации*. Прибор используется в составе *автоматов стабилизации* РН и КА на разгонных и тормозных участках полёта.

ПРИБО́РНЫЙ ОТСЕ́К — предназначен для размещения аппаратуры и оборудования РН или КА. Различают П. о. герметические, в к-рых поддерживается определ. давление газа, и негерметические, представляющие силовую конструкцию с панелями или рамами для крепления приборов. В негерметич. П. о. устанавливается аппаратура, способная работать в условиях глубокого вакуума (в отд. случаях имеется индивидуальная герметизация нек-рых приборов или их элементов). Температурный режим обеспечивается теплообменом между приборами и конструкцией П. о., а также с помощью тепловых контактов, активных средств термостатирования (см. *Терморегулирования система*). Силовые элементы крепления аппаратуры и оборудования внутри и снаружи П. о.— панели, приборные рамы, кронштейны, фитинги. Снаружи П. о. устанавливаются антенные системы, оптич. датчики системы ориентации, блоки науч. аппаратуры и др. Доступ к аппаратуре П. о. на разл. этапах подготовки РН и КА к пуску осуществляется через съёмные крышки, люки. Связь приборов П. о. с др. отсеками, технологич. и стартовым оборудованием — через промежуточные платы и переходные элементы.

ПРИВЕДЁННАЯ СИ́ЛА ракетного топлива — энергетическая характеристика ракетного топлива, определяемая произведением температуры сгорания ракетного топлива при постоянном давлении на газовую постоянную. П. с. связана с *удельным импульсом тяги* (пропорциональна его квадрату), но последний точнее характеризует энергетич. качества топлива.

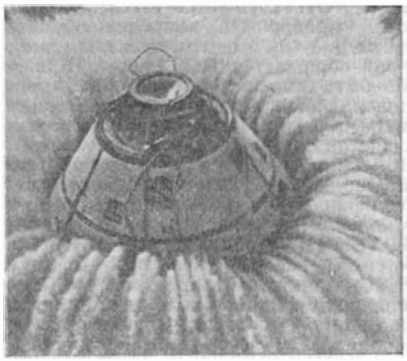
ПРИЗЕМЛЕ́НИЯ СИСТЕ́МА — бортовая система для обеспечения заданных условий посадки на поверхность Земли КА или его *спускаемого аппарата* (СА). Вступает в действие на заключительном



Приземление спускаемого аппарата КК «Союз»

участке *спуска* КА или СА. Под условиями посадки, как правило, подразумеваются заданные значения скорости КА в момент его соприкосновения с поверхностью Земли и перегрузок, действующих на экипаж, конструкцию и системы. П. с. состоит из средств гашения скорости на атмосферном участке движения КА или его СА, гашения скорости и амортизации после соударения с поверхностью; системы управления (программные устройства, измерит. аппаратура, барометрич. устройства и т. д.). По способу гашения скорости на атмосферном участке движения П. с. можно разделить на неск. типов: парашютные (см. *Парашютная система*); роторные (с использованием винта вертолётного типа); П. с. с использованием парапланёра типа крыла Рогалло; П. с. с использованием двигателя (ЖРД, РДТТ и т. д.); П. с. самолётного типа. В качестве средств амортизации КК (СА или крылатого КК) используются: шасси самолётного типа, внутренние амортизац. устройства (амортизац. кресла экипажа СА «Союз», «Восход», «Аполлон» и т. д.), внеш. амортизац. устройства (напр., воздушный амортизатор СА «Меркурий», сминаемая сотовая конструкция СА «Аполлон»).

Отработка системы приземления КК «Аполлон» (сбрасывание на водную поверхность)



В КК «Восток», «Восход», «Союз», «Меркурий», «Джемини» и «Аполлон» в качестве средств гашения скорости предусматриваются парашютные системы, как наиболее компактные и лёгкие. Системы, по назначению и принципу действия подобные парашютным, используются также в КА, совершающих посадку на планеты, имеющие атмосферу. Управление средствами П. с. может осуществляться как от системы управления КА, так и от средств автоматики и ручного управления, входящих в состав П. с. и обеспечивающих измерение параметров движения КА в атмосфере, параметров атмосферы (давления), логическую обработку информации системы измерений и выработку управляющих команд на срабатывание отд. приборов, механизмов и агрегатов. В целях увеличения надёжности приземления СА (КА) отд. элементы П. с. дублируются (напр., исполнит. органы, пиросредства, элементы парашютной системы). В отд. случаях в СА устанавливается запасная П. с. См. также ст. *Мягкая посадка*.

ПРИСА́ДКИ к топливу — вещества, добавляемые в небольших количествах к *химическому ракетному топливу* для придания ему желательных характеристик. П. применяют для увеличения *стабильности* (стабилизаторы топлива); уменьшения коррозионного воздействия на металлы (ингибиторы коррозии); снижения темп-ры плавления жидких компонентов; облегчения воспламенения (инициаторы воспламенения топлива) и др. Иногда П. используют для уменьшения реакционной способности компонентов топлива (флегматизаторы).

ПРИЧА́ЛИВАНИЕ — медленное приближение одного КА к другому на *конечном участке сближения* для выполнения *стыковки*. На этапе П. векторы относит. линейной и угловой скорости КА должны иметь малое значение, а взаимное расположение КА должно быть таким, чтобы их *стыковочные агрегаты* были соосны. С этой целью активный КА может в начале П. совершить облёт пассивного КА либо пассивный КА может выполнить манёвр, обеспечивающий ориентацию оси стыковочного узла в сторону активного КА. Для определения рассогласований в процессе П. может использоваться автоматич. аппаратура измерения параметров относит. движения (напр., радиолокационная) либо стыковочные мишени и световые маяки, наблюдаемые визуально с другого КА через оптич. визирные устройства. П. заканчивается касанием направляющих элементов стыковочных узлов; значения рассогласований и относит. скоростей должны лежать в пределах, обеспечивающих их нормальную работу.

ПРОБЛЕ́МА ЗАХВА́ТА. В *небесной механике* захватом называют такое присоединение к устойчивой системе тел одного или нескольких тел, в прошлом не входивших в эту систему, в результате к-рого снова образуется устойчивая система. Так, напр., считается вероятным, что многие кометы, принадлежащие сейчас Солнечной системе, в прошлом в неё не входили и приобрели эллиптич. орбиты в результате возмущающего влияния Юпитера, к-рый в связи с этим получил даже прозвище «ловца комет». Явление захвата представляет значит. интерес, в осн. теоретический — особенно с точки зрения разл. космогонич. гипотез,— и, в нек-рой степени, практический, в связи с задачами анализа разл. классов возможных траекторий полёта КА.

Исследование явления захвата и, в частности, строгое математич. доказательство его возможности в задачах небесной механики сопряжено с большими трудностями, т. к. оно требует рассмотрения движения систем, состоящих из трёх и более тел (в *задаче двух тел* при ньютоновском взаимодействии между ними захват невозможен). Поэтому наряду со строгими математич. методами при изучении возможности захвата, а также при исследовании др. качеств. свойств небесномеханич. движений широко используются приближённые методы и проводятся численные эксперименты на ЭВМ.

Доказано, что применительно к классич. *задаче трёх тел* возможны 2 типа захвата: первый — независимые в прошлом звёзды сближаются друг с другом, в результате чего 2 из них образуют двойную звезду, а третья уносит, грубо говоря, избыток энергии (частичный захват); второй — система из двух компонент (напр., двойная звезда или система типа Солнце — Юпитер) захватывает прилетающее из бесконечности третье тело, в результате чего образуется устойчивая система из трёх компонент — тройная звезда или система типа Солнце — Юпитер — комета (полный захват). Ещё одна логическая возможность — из трёх независимых звёзд образуется устойчивая тройная звезда — противоречит законам механики.

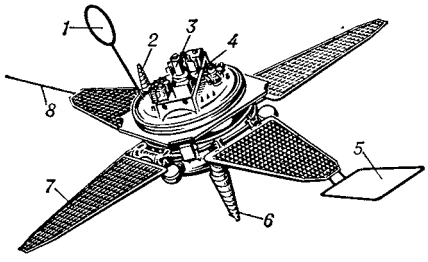
В задачах небесной механики возможность захвата при чисто гравитац. взаимодействиях, или П. з., долгое время подвергалась сомнению, и только в 1947 О. Ю. Шмидт, в связи со своей космогонич. гипотезой, построил численным интегрированием пример частичного захвата. Этот пример стимулировал ряд работ по небесной механике. Установлено, что в простейшей постановке — задача о движении трёх материальных точек при чисто ньютоновском законе взаимодействия — явление частичного захвата имеет положит. вероятность, а полный захват — нулевую.

Тем не менее, существование движений, в к-рых происходит полный захват, имеет принципиальное значение, поскольку могут существовать близкие по параметрам движения, приводящие к временным, но достаточно длительным захватам. Напр., КА, достигнув нек-рой планетной системы или системы двойной звезды, может описать в этой системе сложную траекторию (не включая двигателей) и, сблизившись поочерёдно с разными её компонентами или даже совершив вокруг нек-рых из них неск. оборотов, покинуть её, чтобы снова уйти в бесконечность. С др. стороны, из трёх независимых звёзд может образоваться тройная звезда, к-рая будет устойчивой, хотя и не вечно, но очень долгое время (как видно из численных экспериментов, после одного или неск. парных сближений в конце концов одно из тел выбрасывается в бесконечность или система полностью распадается). Применительно к *задаче n тел*, а также при взаимодействии между телами, отличающемся от ньютоновского, П. з. изучена недостаточно.

В. М. Алексеев.

ПРОВЕ́РОЧНО-ПУСКОВО́Е ОБОРУ́ДОВАНИЕ — наземная часть системы управления пуском РН. Используется для проведения заключит. операций по подготовке РН к пуску (контроля за их ходом и подачи команд на пуск). Состоит из стоек, блоков, устройств, пультов, приборов, размещённых в осн. на командном пункте и в пусковом сооружении стартового комплекса; включает также *пульт пуска*, с к-рого подаётся команда на пуск РН.

«ПРОГНО́З» — наименование советских исследовательских ИСЗ для изучения процессов солнечной активности, их влияния на межпланетную среду и магнитосферу Земли. Масса ИСЗ «П.» 850—900 кг. «П.» состоит из герметичного корпуса цилиндрич. формы (диам. 2 м) со сферич. днищами. В корпусе (выс. 0,925 м) размещается платформа с аппаратурой и оборудованием. На внеш. поверхности корпуса установлены датчики и блоки науч. аппаратуры, баллоны и др. В полёте «П.» ориентирован продольной осью на Солнце. Приведение его в это положение обеспечивается системой ориентации, поддержание заданного положения — путём вращения вокруг продольной оси. Система ориентации включает солнечный датчик, блоки управления и управляющие реактивные сопла, работающие на сжатом азоте. Энергопитание бортовой аппаратуры от СБ (4 плоские панели, раскрываемые после выведения на орбиту; размах панелей 6 м) и буферной аккумуляторной батареи. Система терморегулирования — активная; в качестве радиационной поверхности используется боковая поверхность герметичного корпуса; остальная его часть закрыта экранно-вакуумной теплоизоляцией. Бортовой радиокомплекс обеспечивает приём радиокоманд с Земли, измерение параметров орбиты и передачу телеметрич. информации. Телеметрич. система имеет запоминающее устройство для регистрации информации в периодах между сеансами радиосвязи и последующей передачи её на Землю в очередном сеансе связи.



ИСЗ «Прогноз»: *1* — антенна приёмника низкочастотного излучения электромагнитного поля; *2, 6* — малонаправленные антенны; *3* — датчик солнечной ориентации; *4* — платформа с датчиками научной аппаратуры; *5* — антенна приёмника длинноволнового излучения; *7* — панель солнечных батарей; *8* — штанга магнитометра

Науч. аппаратура «П.-1» включала: приборы для измерения электромагнитного излучения Солнца, потоков солнечных космич. лучей и частиц высоких энергий вне и внутри магнитосферы Земли (спектрометр с полупроводниковыми детекторами для регистрации электронов, альфа-частиц и тяжёлых ядер в неск. энергетич. диапазонах; черенковский счётчик для регистрации электронов с энергией 40—140 кэВ; сцинтиляционный спектрометр для регистрации протонов с энергией 30—210 кэВ); приборы для регистрации характеристик плазмы *солнечного ветра* за пределами магнитосферы Земли, в переходной области между фронтом ударной волны и границей магнитосферы, а также внутри магнитосферы; приёмники радиоизлучения (в обл. 1,6—8 кГц и 100—700 кГц), магнитометр, аппаратуру для измерения дозы проникающего излучения на трассе полёта, датчики для определения пространств. ориентации ИСЗ.

На ИСЗ «П.-2», наряду с сов. аппаратурой для исследования корпускулярного, гамма- и рентгеновского излучения Солнца, магнитных полей, потоков солнечной плазмы и их взаимодействия с магнитосферой Земли, была установлена франц. аппаратура для проведения экспериментов по изучению характеристик солнечного ветра, внеш. обл. магнитосферы, гамма-излучения Солнца и поиску нейтронов солнечного происхождения.

ИСЗ «П.-3, -4» по составу науч. аппаратуры были аналогичны ИСЗ «П.-1».

На ИСЗ «П.-5» наряду с сов. аппаратурой имелась франц. аппаратура: спектрометр протонов и электронов для измерения углового распределения потоков электронов и протонов с энергией 0,1—20 кэВ, а также чехосл. рентгеновский фотометр для длительных и непрерывных измерений потоков рентгеновского излучения Солнца в обл. энергий 2—100 кэВ.

На ИСЗ «П.-6» кроме сов. аппаратуры были установлены чехосл. рентгеновский фотометр и спектрометр изотопов для измерения зарядового и изотопного состава, а также энергетич. спектра заряженных частиц в диапазоне энергий 0,5—200 МэВ и три франц. прибора: спектрометр протонов и электронов, детектор УФ излучения и гамма-спектрометр.

На ИСЗ «П.-7» установлены: спектрометры заряженных частиц с энергией 20—200 МэВ, УФ излучения в диапазоне волн 20—200 нм; аппаратура для измерения характеристик солнечного ветра, протонов и изучения хим. состава солнечных и галактич. частиц в интервале энергий 100—500 МэВ и атомных масс 1—50; аппаратура для измерения гамма-излучения в диапазоне 20—500 кэВ и рентгеновского излучения в диапазоне 2—30 кэВ; счётчики для регистрации ионов с энергиями 15, 30 и 100 МэВ, счётчики протонов и электронов разл. энергий, магнитометр, аппаратура для измерения дозы проникающей радиации на трассе полёта; датчики для определения пространств. ориентации ИСЗ. Для проведения совм. работ установлены: советско-чехословацко-венгерский плазменный спектрометр для изучения свойств плазмы солнечного ветра, переходного слоя и магнитосферы Земли и распределения потоков ионов с энергиями до 20 кэВ, шведский масс-спектрометр для измерения тяжёлых энергичных ионов в магнитосфере Земли, французский спектрометр протонов и электронов и гамма-спектрометр для регистрации гамма-всплесков космич. происхождения, гамма-вспышек солнечного происхождения, дискретных источников гамма-излучения (эксперимент проводился совм. с аппаратурой, установл. на КА «Венера-11» и «Венера-12»).

На ИСЗ «П.-8» установлены: плазменный спектрометр для измерения характеристик солнечного ветра в диапазоне энергий электронов 10—200 эВ, протонов 250 эВ — 5 кэВ, α-частиц 500 эВ — 10 кэВ; шведский масс-спектрометр для изучения потоков тяжёлых ионов в диапазоне энергий 0,1—20 кэВ в магнитосфере и в солнечном ветре; советско-чехосл. спектрометр плазмы для измерения полного потока, углов прихода и скорости солнечного ветра; спектрометр для изу-

чения хим. состава солнечных и галактич. частиц в релятивистской области энергий (до 500 МэВ/нуклон); спектрометр потока ядер солнечных и космич. частиц малых энергий (до 1 МэВ/нуклон); чехосл. радиометр для измерения длинноволнового излучения Солнца в диапазоне 150—2350 кГц; датчик УФ излучения с диапазоном 10—130 нм; чехосл. рентгеновский фотометр для измерения рентгеновского излучения Солнца в диапазоне 2—100 кэВ; два трёхкомпонентных магнитометра для измерения напряжённости полей в диапазонах 16—4800 мА/м и до 0,8 А/м; три ультранизкочастотных детектора для измерения флуктуаций электрич. полей (в диапазоне 0,05—800 Гц), магнитных полей (0,05—125 Гц) и потоков плазмы (0,05—125 Гц); польский ультранизкочастотный анализатор для измерения флуктуаций электрич. и магнитных полей, а также потоков плазмы в диапазоне 2—105 Гц и др. научно-иссл. приборы.

На ИСЗ «П.-9» установлена аппаратура, изготовл. в СССР, ЧССР и Франции.

Информация, полученная ИСЗ «П.», вместе со сведениями наземных обсерваторий использовалась для изучения механизма солнечной активности, её влияния на обстановку в космич. пространстве и геофиз. явления.

Запуски ИСЗ осуществляются РН «Союз» с дополнит. 4-й ступенью. Сведения о запусках ИСЗ «П.» см. в приложении III. *Е. И. Попов.*

ПРОГРА́ММА ПОЛЁТА космического аппарата — описание процесса полёта; документ, регламентирующий функционирование КА в полёте и работу комплекса средств, обеспечивающих управление полётом, а для КК также действия экипажа. П. п. определяет задачи и продолжительность полёта, последовательность операций и логич. связь между ними, содержит данные о баллистич. схеме (траектория движения КА, время и место включения двигателей, возможные астрономич., энергетич. и др. ограничения на даты старта или на проведение к.-л. операций по участкам полёта КА и т. п.), о динамич. состоянии КА (режимы ориентации, закрутки, программные развороты и т. п.), режимы работы бортовых систем, агрегатов и конструкции КА, последовательность проведения науч. экспериментов и исследований, порядок действия экипажа в процессе полета, режимы его работы и отдыха и др. сведения, необходимые для управления полётом КА. В П. п. могут дополнительно содержаться сведения о технич. характеристиках бортовых систем (рабочие частоты, циклограммы, команды управления и др.), о запасах рабочих тел и их расходе или пополнении (напр., о подзарядке аккумуляторных батарей, увеличении запасов воды в СЖО, дозаправке топливом после стыковки с др. КА), об изменении состава КА по этапам полёта (перестыковка отсеков, сброс капсул) и др.

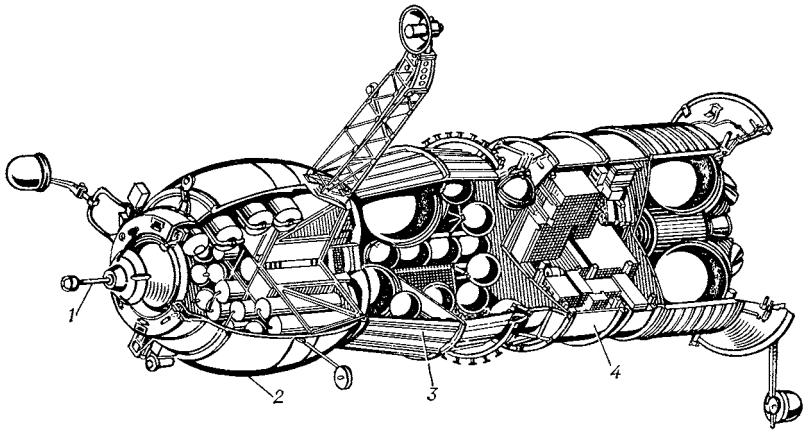
В П. п. излагаются порядок и правила управления КА в процессе полёта, содержатся сведения о зонах радиовидимости КА с наземных станций слежения, определяются сроки проведения и задачи сеансов связи КА со станциями слежения (обмен информацией между бортовой ЦВМ и наземным вычислит. комплексом, приём с КА телеметрич. информации, передача на КА радиокоманд управления, проведение траекторных измерений и т. п.), определяются перечень средств наземного комплекса управления, режимы их работы и схема связи между ними с использованием наземных широкополосных каналов связи или каналов связи через ИСЗ. П. п. содержит также сведения о функционировании КА и о порядке управления им при возникновении нештатных ситуаций или отказов, вызывающих необходимость изменения штатной П. п. Нештатные ситуации группируются, определяются типовые, устанавливаются общие принципы выхода из них и даются частные программы дальнейшего полёта. Наличие таких частных программ повышает оперативность и надёжность управления КА в полёте.

П. п., как правило, разрабатывается параллельно с созданием КА в неск. стадий. В зависимости от стадии изменяется объём сведений, содержащихся в П. п., и их детализация. На предэскизном проектировании проводятся сравнительные исследования совокупности возможных вариантов полёта, осн. характеристик бортовых систем и средств наземного комплекса управления. Анализ нештатных ситуаций позволяет определить дополнит. требования к бортовым системам, заложить необходимые резервы расходуемых компонентов, повысить гибкость управления КА. На стадии разработки рабочей документации и изготовления КА П. п. претерпевает изменения, связанные с учётом реальных характеристик созданных к этому времени бортовых систем и конструкции КА. На этом этапе П. п. используется для контроля правильности построения логики функционирования бортовых систем и совместимости их осн. характеристик. На стадии подготовки КА к полёту П. п. дополняется рядом документов, конкретизирующих и формализирующих её положения в вид, удобный для оперативного управления полётом КА. В случае, если КА входит в состав *космической системы*, его П. п. является частью общей программы функционирования космич. системы. *Э. Н. Родман.*

ПРОГРА́ММА УГЛА́ ТАНГА́ЖА — заранее заданное и строго контролируемое системой управления изменение угла между продольной осью РН и плоскостью местного горизонта на *активном участке* полёта. Изменение угла происходит в пределах от 90° (на *стартовом участке* полёта) до значений, близких к нулю (в конце активного участка полёта при выведении КА на орбиту ИСЗ).

ПРОГРА́ММНЫЙ ПОВОРО́Т — изменение *ориентации* КА на строго определённые углы. Возможен П. п., при к-ром заданы только начальное и конечное угловые положения КА (иногда также время перехода из одного положения в другое), и П. п., когда угловое положение в каждый момент времени должно соответствовать заданной программе. П. п. применяется при выполнении сложных *манёвров* КА, а также при проведении нек-рых науч. исследований (напр., для расширения полосы захвата при фотографировании облачного покрова Земли).

«ПРОГРЕ́СС» — наименование серии советских автоматических транспортных грузовых КА. «П.» создан на базе КК «*Союз*» и служит для выполнения трансп. операций по обеспечению длит. функционирования *орбитальных станций*. На Землю не возвращаются. Масса полностью заправленного и укомплектованного КА ~ 7 т; масса оборудования и расходуемых запасов, доставляемых на орбиту, 2,3 т (в т. ч. 1,3 т — в грузовом отсеке, 1 т — в отсеке компонентов дозаправки); время активного автономного полёта до 4 сут; время полёта в составе станции до 2 мес; дл. (по корпусу) 7 м; макс. диам. 2,72 м. КА «П.» состоит из трёх осн. отсеков: грузового, компонентов дозаправки и приборно-агрегатного.



КА «Прогресс»: *1* — стыковочный агрегат; *2* — грузовой отсек; *3* — отсек дозаправки орбитальной станции топливом; *4* — приборно-агрегатный отсек

Грузовой отсек (макс. диам. 2,2 м, длина со стыковочным агрегатом 3,15 м; объём по внутр. обводам герметичного корпуса 6,6 м³) предназначен для размещения сухих грузов и запасов воды. Корпус отсека, выполненный из алюм. сплава, по форме представляет две полусферич. оболочки диам. 2,2 м, соединённые цилиндрич. вставкой выс. 0,3 м. В верхней части грузового отсека установлен *стыковочный агрегат*, на шпангоуте к-рого размещаются два гидроразъёма (для горючего и окислителя), соединённых системой трубопроводов и дистанционно управляемых кранов с баками отсека компонентов дозаправки. Грузовой отсек заполнен воздухом при нормальном атмосферном давлении. Перенос грузов из него в орбит. станцию осуществляется экипажем через люки стыковочного устройства. Когда грузовой отсек полностью освобождён, экипаж переносит в него из орбит. станции использованное и отработавшее оборудование (ре-

Полёты КА «Прогресс»

КА	Даты запуска и прекращения существования	Даты стыковки и расстыковки с орбитальной станцией	Начальные параметры орбиты			
			высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Прогресс-1»	20.1—8.2.78	22.1—6.2.78	194	262	51,6	88,8
«Прогресс-2»	7.7—4.8.78	9.7—2.8.78	193	262	51,6	88,7
«Прогресс-3»	8.8—24.8.78	10.8—21.8.78	195	249	51,6	88,7
«Прогресс-4»	4.10—26.10.78	6.10—24.10.78	191	266	51,7	88,8
«Прогресс-5»	12.3—5.4.79	14.3—3.4.79	191	269	51,6	88,8
«Прогресс-6»	13.5—10.6.79	15.5—8.6.79	193	268	51,6	88,8
«Прогресс-7»	28.6—20.7.79	30.6—18.7.79	193	270	51,6	88,8
«Прогресс-8»	27.3—26.4.80	29.3—25.4.80	192	266	51,6	88,8
«Прогресс-9»	27.4—22.5.80	29.4—20.5.80	192	275	51,6	88,9
«Прогресс-10»	29.6—19.7.80	1.7—18.7.80	191	281	51,6	88,9
«Прогресс-11»	28.9—11.12.80	30.9—9.12.80	193	270	51,6	88,8
«Прогресс-12»	24.1—21.3.81	26.1—19.3.81	188	299	51,6	89,1
«Прогресс-13»	23.5—6.6.82	25.5—4.6.82	191	278	51,6	88,9
«Прогресс-14»	10.7—13.8.82	12.7—11.8.82	192	258	51,6	88,7
«Прогресс-15»	18.9—16.10.82	20.9—14.10.82	195	258	51,6	88,7
«Прогресс-16»	31.10—14.12.82	2.11—13.12.82	193	263	51,6	88,7
«Прогресс-17»	17.8—18.9.83	19.8—17.9.83	194	262	51,6	88,8
«Прогресс-18»	20.10—16.11.83	22.10—13.11.83	192	268	51,6	88,8

генераторы, фильтры, отходы, бельё, элементы упаковки и т. п.).

Отсек компонентов дозаправки (макс. диам. 2,1 м, дл. 1,7 м) является негерметичным отсеком; в нём устанавливаются 2 бака с окислителем, 2 бака с горючим, баллоны с азотом и воздухом, агрегаты и системы управления дозаправкой орбит. станции. При дозаправке выполняются следующие операции: проверяется герметичность состыкованных магистралей, откачивается газ наддува из баков объединённой ДУ орбит. станции, перекачиваются горючее, а затем окислитель из бака отсека компонентов дозаправки, закрываются клапаны в заправочных гидромагистралях в р-не стыковочного агрегата и продуваются магистрали (чтобы при расстыковке остатки компонентов топлива не попали на стыковочное устройство). Дозаправка может осуществляться как по командам экипажа орбит. станции с пульта управления, так и по командам, передаваемым по радиоканалу с Земли.

Приборно-агрегатный отсек (макс. диам. 2,72 м, дл. 3,1 м) предназначен для размещения аппаратуры и оборудования осн. систем; состоит из переходной, приборной и агрегатной секций. Переходная и агрегатная секции близки по конструкции (геометрич. параметрами, материалам, технологии изготовления и т. д.) и аналогичны секциям КК «Союз». В переходной секции расположены баки, баллоны наддува, пневмогидроавтоматика системы РД причаливания и ориентации, 10 РД причаливания. Герметичная приборная секция имеет форму цилиндра диам. 2,1 м и дл. 1,1 м (в 2 раза больше по объёму, чем приборная секция КК «Союз»). В ней размещены приборы системы ориентации и управления движением, сближения и стыковки, управления бортовым комплексом, радиосвязи с Землёй, радиотелеметрии, электропитания, блоки программно-временного устройства, элементы автоматики системы перекачки топлива. В агрегатной секции размещается сближающе-корректирующая ДУ (аналогичная применяемой на КК «Союз»), 4 РД причаливания, 8 РД ориентации, топливные баки с системой подачи топлива. На внеш. поверхности агрегатной секции установлен радиатор системы терморегулирования.

На внеш. поверхностях «П.» имеются 2 ИК построителя местной вертикали, ионные датчики, ТВ камеры, световые индексы, антенны. Все отсеки КА снаружи закрыты экранно-вакуумной теплоизоляцией. При выведении на орбиту на участке полёта в плотных слоях атмосферы КА закрыт сбрасываемым головным обтекателем. После выполнения программы полёта и отделения от станции КА «П.» ориентируется, в расчётное время включается ДУ, в результате торможения КА входит в плотные слои атмосферы над заданным р-ном Тихого океана и прекращает существование.

В 1978—83 выведено на орбиту 18 КА «П.» (см. табл.). Все они предназначались для выполнения транспортных операций по обслуживанию орбит. станций «Салют-6» и «Салют-7» во время нахождения на них экипажей осн. экспедиций. Взаимный поиск, сближение, причаливание и стыковка КА осуществлялись с использованием бортовых радиотехнич. и счётно-решающих средств. Стыковка со станцией в автоматическом режиме проводилась со стороны агрегатного отсека. На борт орбитальной станции были доставлены: топливо для дозаправки её ДУ, различная аппаратура, материалы для обеспечения жизнедеятельности экипажа, науч. исследований и экспериментов, отдельные блоки аппаратуры и оборудования для замены блоков, выработавших свой ресурс (напр., КА «П.-2» доставил ок. 300 наименований грузов). В грузовой отсек из орбит. станции переносилось вышедшее из употребления оборудование и отходы жизнедеятельности. Путём включения ДУ космич. аппаратов «П.» (с использованием их системы ориентации) осуществлялась коррекция траектории движения состыкованных КА «Салют-6», «Союз» и «П.». Из баллонов «П.» производился наддув воздухом обитаемых отсеков станции. На «П.-11» впервые осуществлялась дозаправка топливом объединённой ДУ орбит. станции в отсутствии экипажа. В составе оборудования для проведения науч. исследований и экспериментов на борт станции КА «П.» были, в частности, доставлены: электропечь «Кристалл» для выращивания в условиях невесомости различными методами монокристаллов и плёночных структур («П.-2»), космич. радиотелескоп КРТ-10 для проведения астрофиз. и геофиз. исследований («П.-7»). «П.» использовались также для доставки космонавтам на борт орбит. станции посылок и почты.

КА «П.» выводятся на орбиту 3-ступенчатой РН «Союз». *Г. И. Гадалин.*

ПРОЕ́КТ «О́ЗМА» (англ. Projet Ozma) — программа поисков сигналов от *внеземных цивилизаций*, осуществлённая в мае — июле 1960 Национальной радиоастрономической обсерваторией в Грин-Бэнке (Западная Виргиния, США) под руководством Ф. Дрейка. Проект назван в честь сказочной царицы страны Оз. Поиск вёлся 27-метровым радиотелескопом с высокостабильным узкополосным (100 Гц) супергетеродинным приёмником и осуществлялся близ длины волны излучения атомарного водорода 21 см (1420,4 МГц) в диапазоне частот 400 кГц. Антенна была направлена на звёзды τ Кита и ε Эридана, у к-рых можно подозревать наличие планетных систем. Аппаратура позволяла обнаружить искусств. сигнал с полосой частот меньше 100 Гц и мощностью больше 10^{-13} Вт. Сигналов искусственного характера принято не было.

ПРОЕКТИ́РОВАНИЕ ОРБИ́Т — выбор орбит КА с целью наиболее полного решения основной задачи запуска при наиболее экономном использовании технических средств.

ПРОЛЁТНЫЕ ТРАЕКТО́РИИ — траектории полёта КА от Земли к небесным телам (НТ) Солнечной системы (Луне, планетам, астероидам, кометам) с целью проведения физических измерений в окрестности НТ при сближении с ним и изучения межпланетного пространства в процессе всего полёта. Типичным примером П. т. являются траектории сов. КА «Луна-1», «Венера-1, -2», «Марс-1», к-рые следует отличать от траекторий: попадающих в НТ (напр., «Луна-2»), полёта к планете для мягкой посадки на её поверхность (напр., «Луна-9», «Венера-6») или для перехода на орбиту её искусств. спутника (напр., «Луна-10», «Марс-2, -3»), а также от *облётных траекторий*, движение по к-рым обеспечивает без существенных активных манёвров последующее сближение КА с Землёй (напр., «Луна-3»).

До сближения с НТ различие параметров П. т. от попадающих или облётных мало заметно. Однако П. т. могут существенно отличаться от них по параметрам, характеризующим условия непосредств. сближения с НТ (см. *Картинная плоскость*). Для П. т. обычно допускается больший произвол в выборе значений этих параметров и предъявляются относительно менее жёсткие требования к точности их реализации. В нек-рых вариантах пролёт мимо планеты осуществляется с целью использования её гравитац. поля для формирования последующего участка траектории в рамках пассивного полёта (см. *Пертурбационный манёвр*). В этом случае расчётные параметры сближения с планетой должны быть реализованы с высокой точностью.

ПРОПУСКНА́Я СПОСО́БНОСТЬ канала связи — максимальное количество информации, к-рое может быть передано по каналу связи за единицу времени. Если канал связи цифровой, то информация измеряется в двоичных битах и тогда П. с.— макс. кол-во бит/с. Если устройство, осуществляющее модуляцию и демодуляцию (т. н. модем), включается в канал, то П. с. зависит от конкретного вида модуляции. Если модем не включается в канал, то П. с. не зависит от вида модуляции и определяется отношением сигнал/шум на приёмнике и полосой частот канала. В общем случае П. с. канала с огранич. полосой частот

была определена амер. учёным К. Шенноном:

$$C = F\log_2\left(1+\frac{\sigma_s^2}{N_0F}\right),$$

где F — полоса частот канала, σ_s^2 — ср. мощность входных сигналов, N_0— спектральная плотность шума.

П. с. совр. спутниковых линий связи может достигать десятков и сотен Мбит/с, в то время как П. с. дальних космич. радиолиний составляет неск. бит/с.

«ПРОСПЕ́РО» (англ. Prospero, от имени персонажа драмы Шекспира «Буря») — наименование английского ИСЗ для испытаний в условиях космического полёта солнечных элементов, теплоотражающих красок и гибридных (тонко- и толстоплёночных) электронных схем, а также для регистрации метеорных частиц размером до 0,1 мкм с целью изучения метеорной опасности для КА. Масса ИСЗ 66 кг. Корпус — многогранная призма выс. 0,71 м с макс. поперечным размером 1,14 м. Электропитание от СБ. Стабилизация вращением (200 об/мин). ИСЗ «П.» запущен 28.10.1971 с австрал. космодрома Вумера англ. РН «Блэк эрроу» и выведен на орбиту с выс. в перигее 537 км, выс. в апогее 1593 км, наклонением 82°; период обращения 109 мин.

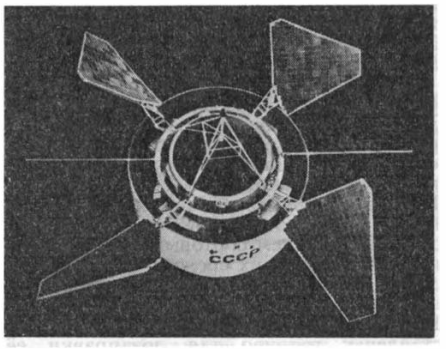
ПРОТИВОМЕТЕО́РНАЯ ЗАЩИ́ТА — средства, применяемые для защиты КА (или его отдельных элементов) от воздействия метеорных частиц. П. з. может быть организована разл. методами: установкой защитных экранов, применением спец. многослойной конструкции оболочек отсеков, секционированием отсеков, дублированием агрегатов, созданием системы поиска пробоин. Защитные экраны размещаются перед защищаемыми элементами; при этом оптим. толщина экрана и его расстояние от защищаемого элемента или оболочки герметического корпуса определяются экспериментально (ориентировочно толщина экрана должна составлять не менее половины диаметра метеорной частицы, принятой в качестве расчётной, а расстояние от корпуса — не менее 20 диаметров). При попадании частицы в экран она разрушается и теряет часть энергии; при этом на оболочку КА действуют осколки материала частицы и экрана. Макс. размеры осколков в неск. раз меньше размера частицы, а их скорости составляют примерно половину от первоначальной скорости частицы. Т. о. разрушения, вызванные осколками, существенно меньше разрушений, к-рые вызвала бы метеорная частица (напр., оболочка толщиной 1 мм с защитным экраном 0,3 мм выдерживает удар частицы, способной пробить оболочку толщиной 4 мм без защитного экрана). В качестве П. з. могут быть использованы также многослойная экранно-вакуумная изоляция, многослойная силовая конструкция (напр., сотовые конструкции). При дублировании агрегатов (напр., радиаторов-излучателей) не уменьшается вероятность пробоя отд. узла, но существенно повышается надёжность системы, т. к. для выхода её из строя требуется одновременный пробой двух и более агрегатов. В будущем для долговрем. орбит. станций и межпланетных КА должна использоваться спец. система поиска пробоин, к-рая существенно увеличит живучесть КА.

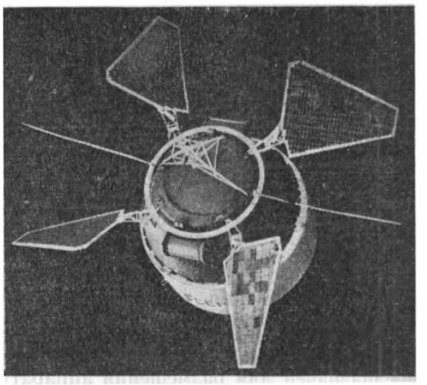
Применение средств П. з. становится необходимым, когда вероятность повреждения КА метеорными частицами достаточно велика — при больших размерах КА, длит. полёте (мн. месяцев) и попадании КА в *метеорные потоки*. См. *Метеорная опасность*, *Эрозия метеорная*.

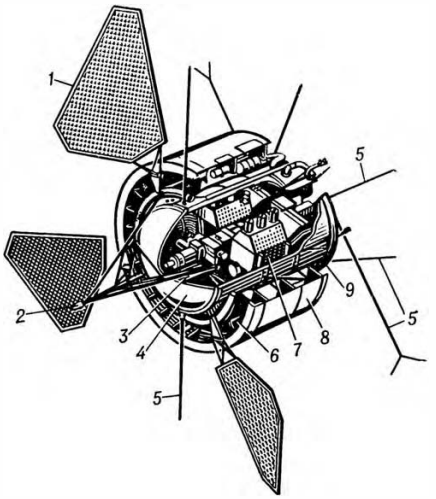
ПРОТИВОСИЯ́НИЕ — слабое свечение, наблюдаемое на фоне ночного неба в области, диаметрально противоположной Солнцу. Обычно П. имеет форму эллипса, большая ось к-рого направлена вдоль эклиптики; ср. угловые размеры противосияния (6—8°) × (10—13°). В периоды максимума солнечной активности форма П. часто искажается, его очертания становятся неопределёнными, а протяжённость вдоль эклиптики доходит до 30—40°. Ср. контраст П. над фоном ночного неба 10—12%, но в отд. ночи может достигать 20%. Наиболее отчётливо П. наблюдается вблизи полуночи, когда оно находится в меридиане. Вдали от меридиана П. заметно трансформируется; в это время можно наблюдать появление слабого конуса света (ложный зодиакальный свет), к-рый тянется от горизонта вдоль эклиптики и в вершине к-рого находится П. Спектр П. свидетельствует о его пылевой природе. Возможно, это явление, как и зодиакальный свет, связано с рассеянием солнечного света на частицах межпланетной пыли, однако окончат. общепринятой точки зрения на природу П. не существует.

«ПРОТО́Н» — наименование серии советских исследовательских ИСЗ с научным оборудованием для изучения космич. лучей и взаимодействия с веществом частиц сверхвысоких энергий. Внутри цилиндич. корпуса (диам. ~ 4 м) размещён герметичный отсек с науч. аппаратурой и др. оборудованием. В полете ИСЗ «П.» неориентированы; имеется система датчиков для индикации положения осей ИСЗ в пространстве. Энергопитание бортовой аппаратуры от СБ, выполненных в виде 4 панелей, раскрываемых после выведения на орбиту; размах панелей ~ 9 м. Система терморегулирования — активная, с вынесенным радиац. теплообменником. «П.-1» — «П.-3» запущены в 1965—66. Масса каждого «П.» (с оборудованием, размещённым на последней ступени РН) 12,2 т; масса комплекса науч. аппаратуры 3,5 т. «П.-4» запущен в 1968; масса ~ 17 т; масса комплекса науч. аппаратуры 12,5 т.

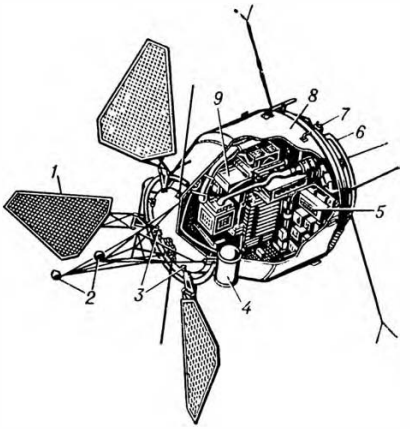
Впервые в космосе с помощью установл. на борту ионизационного калориметра, гамма-телескопа и приборов для изучения электронов и космич. лучей решались разносторонние астрофизич. задачи: исследовались солнечные космич. лучи и их радиац. опасность; регистрировались энергетич. спектр и хим. состав частиц первичных космич. лучей







ИСЗ «Протон-1» (общий вид и разрез): *1* — панель солнечной батареи; *2* — датчик магнитной индикации; *3* — панель с аппаратурой автоматики и управления; *4* — приборный контейнер; *5* — антенны; *6* — контейнер с химическими батареями; *7* — комплект научной аппаратуры; *8* — корпус; *9* — радиатор



ИСЗ «Протон-4» (общий вид и разрез): *1* — панель солнечной батареи; *2* — датчики магнитной индикации; *3* — исполнительные органы системы демпфирования; *4* — контейнер с химическими батареями; *5* — панель с аппаратурой автоматики и управления; *6* — радиатор; *7* — датчик солнечной индикации; *8* — приборный контейнер; *9* — комплект научной аппаратуры

в интервале энергий до 10^{14} эВ; изучалось ядерное взаимодействие космич. частиц сверхвысоких энергий (до 10^{12} эВ); фиксировалась абс. интенсивность и определялся энергетич. спектр электронов галактич. происхождения; изучались интенсивность и энергетич. спектр галактич. гамма-излучения с энергиями больше $5 \cdot 10^7$ эВ. Полёты ИСЗ «П.» открыли новое направление в развитии экспериментальной и теоретической астрофизики, а также физики элементарных частиц.

Запуски осуществлялись 2- и 3-ступенчатыми РН «Протон».

«ПРОТО́Н» — наименование советской 2—4-ступенчатой РН. Эксплуатируется с 1965. РН «П.» выполнен по схеме тандем — с поперечным делением ступеней. На всех ступенях РН установлены высокоэкономичные малогабаритные однокамерные ЖРД, работающие с дожиганием продуктов газогенерации после турбины в камерах сгорания с высоким уровнем давления. Топливо на всех ступенях двухкомпонентное (окислитель — четырёхокись азота, горючее — несимметричный диметилгидразин). На 1-й ступени «П.» установлено 6 однокамерных ЖРД *РД-253* (с общей тягой ~ 9 МН). На 2-й ступени — 4 однокамерных ЖРД с тягой каждого ~ 0,6 МН, на 3-й ступени — один такой же ЖРД и рулевой ЖРД тягой ~ 30 кН (выполнен по схеме без дожигания), к-рый имеет 4 поворотные камеры, обеспечивающие управление направлением полёта последней ступени и её положением. Общая дл. (без полезного груза) 44,3 м, макс. поперечный размер 7,4 м, масса полезного груза, выводимого на околоземную орбиту, св. 20 т. Оригинальная компоновочная схема, конструкция ДУ всех ступеней и бортовые системы, выполненные с учётом передовых достижений сов. ракетостроения, позволили создать РН с высокими эксплуатационными и энергетическими характеристиками, превышающими аналогичные характеристики РН «Сатурн-1В» (США) такого же класса.

РН «П.» используется для запуска орбит. станций «Салют». С помощью 2-ступенчатой РН «П.» выводились в космос КА «Протон-1» — «Протон-3»; 3-ступенчатой — «Протон-4». С помощью РН «П.» с дополнит. 4-й ступенью тягой 83 кН выводились в космос КА «Зонд-4» — «Зонд-8», «Луна-15» — «Луна-24», «Венера-9» — «Венера-16», «Марс-2» — «Марс-7», «Радуга», «Экран», «Горизонт», некоторые ИСЗ серии «Космос».

ПРОТУБЕРА́НЦЫ (нем. Protuberanzen, от лат. protubero — вздуваюсь) — плазменные волокна в короне Солнца, более плотные и холодные, чем окружающее их вещество. Типичный П. имеет вид светящейся арки, наблюдаемой над краем диска *Солнца*. Свечение П. сосредоточено гл. обр. в линиях водорода, ионизованного кальция, гелия и в нек-рых линиях металлов. На диске Солнца в линиях водорода П. наблюдаются в виде тёмных волокон. Вещество П. как бы висит на силовых линиях магнитного поля, прогибая их своей тяжестью. Плотность вещества П. порядка 10^{16} атомов в 1 м³. Напряжённость магнитного поля в П. 0,1—0,2 МА/м. По внеш. виду и характеру движений П. грубо делятся на неск. типов. Спокойные П. можно сравнить с газовой завесой, висящей чуть наклонно над хромосферой. Длина этих П. порядка 200 000 км, толщина 6000 км и высота в ср. 40 000 км. Кинетич. темп-ра спокойных П. 6000—15 000 К. Время существования — от 1—2 сут до неск. мес. П. солнечных пятен имеют весьма разнообразные формы. В них наблюдаются движения отд. узлов и струй, частью вдоль изогнутых постоянных траекторий, напоминающих силовые линии, к т. н. центрам притяжения. Время жизни П. солнечных пятен от неск. минут до неск. дней. Эруптивные П. возникают из спокойных. Внезапно часть спокойного П. становится ярче, в ярком сгустке усиливаются внутр. движения, и он поднимается над поверхностью Солнца. От поднимающейся массы отделяются узлы и струи и текут в хромосферу. Остальная часть П. на большей высоте перестаёт быть видимой. Всё развитие эруптивного П. занимает время от неск. мин. до получаса. Кинетич. темп-ра эруптивных П., по-видимому, 15 000—25 000 К. Кол-во П. на Солнце и их распределение по широтам следуют 11-летнему циклу солнечной активности. Имеются четыре зоны, где П. встречаются особенно часто. Существует тесная связь между П. и формой короны.

ПРОФЕССИОГРА́ММА КОСМОНА́ВТА — описание профессиональной деятельности космонавта (её формы, содержания и временно́й организации). В П. к. раскрываются многие особенности интеллектуальных и моторных актов деятельности космонавта, а также свойственный ей психологич. (прежде всего эмоциональный) фон, наконец, те профессионально важные качества человека, к-рые обеспечивают успешную деятельность. Характерной особенностью профессион. деятельности космонавта является её высокая эмоционально-интеллектуальная насыщенность, значительное усиление элемента т. н. операторской бдительности, поскольку связи космонавт — корабль принадлежат к числу жизненно важных. П. к. позволяет определить те требования, к-рым должны удовлетворять космонавты.

ПРУНА́РИУ (Prunariu) Думитру (р. 1952) — лётчик-космонавт СРР, капитан-инженер, Герой СРР (1981). Член РКП с 1973. Первый гражданин СРР, совершивший полёт в космос. После окончания Бухарестского политехнического ин-та (1976) работал инженером на авиац. з-де. В 1977 окончил Военно-авиац. офицерскую школу; служит в ВВС Румынской народной армии. В 1978 отобран кандидатом для пилотируемого полёта по программе «Интеркосмос»; прошёл полный курс обучения в *Центре подготовки космонавтов* им. Ю. А. Гагарина. 14—22 мая 1981 совм. с Л. И. *Поповым* совершил полёт на КК «Союз-40» (в качестве космонавта-исследователя) и орбит. станции «Салют-6» (осн. экипаж В. В. *Ковалёнок*, В. П. *Савиных*) с пристыкованным к ней КК «Союз Т-4». Полёт продолжался 7 сут 20 ч 41 мин 52 с. П. присвоено звание Героя Сов. Союза (1981). Награждён орденом Ленина и медалями. Портрет на стр. 301.

ПРЯМО́Е ВОСХОЖДЕ́НИЕ — координата в экваториальной системе *небесных координат*; дуга *небесного экватора*, отсчитываемая от точки весеннего равноденствия до круга склонения, проходящего через светило; центральный угол в плоскости небесного экватора между направлением на точку весеннего равноденствия и плоскостью склонения светила. П. в. отсчитывается в сторону, противоположную вращению небесной сферы, от 0 до 360° (в градусной мере) или от 0 до 24 ч (в часовой мере).

ПСЕВДОЖИ́ДКОЕ ТО́ПЛИВО — порошкообразное *твёрдое ракетное топливо* или компонент топлива (окислитель, горючее), флюидизированные газом по методу кипящего слоя. П. т. может использоваться в РД по схеме ЖРД. Для достижения большей плотности П. т. может использоваться смесь относительно крупных и мелких частиц, обеспечивающая более плотную их упаковку. В качестве псевдожидкого горючего исследовались порошки алюминия, бора, *гидрида бериллия* и др., а как псевдожидкий окислитель — порошки *перхлората аммония*, нитрата аммония и др. Псевдожидкое горючее (окислитель) может сочетаться с жидким окислителем (горючим). П. т. проходит стадию поисковых лабораторных и стендовых испытаний в РД тягой до 10 кН и более (СССР, США).

ПСИХОЛО́ГИЯ КОСМИ́ЧЕСКАЯ — см. *Космическая психология*.

ПУАНКАРЕ́ ЭЛЕМЕ́НТЫ — канонические переменные Λ, Γ, Z, λ, γ, z (первая система) и Λ, ξ, p, λ, η, q (вторая система) *эллиптического движения*. Иногда употребляются вместо кеплеровских *элементов орбиты*. Особенно удобны в случае малых эксцентриситетов и наклонений. Первая система П. э. связана с кеплеровскими элементами соотношениями:

$$\Lambda=\sqrt{\mu a},\quad \Gamma=\Lambda(1-\sqrt{1-e^2}),$$

$$Z=\Lambda\sqrt{1-e^2}(1-\cos i),$$

$$\lambda=\frac{\sqrt{\mu}}{a^{3/2}}(t-\tau)+\Omega+\omega,\quad \gamma=-\Omega-\omega,$$

$$z=-\Omega.$$

Вторая система П. э. связана с кеплеровскими элементами соотношениями:

$$\Lambda=\sqrt{\mu a},$$

$$\xi=\sqrt{2\Lambda(1-\sqrt{1-e^2})}\cos(\Omega+\omega),$$

$$p=\sqrt{2\Lambda\sqrt{1-e^2}(1-\cos i)}\cos\Omega,$$

$$\lambda=\frac{\sqrt{\mu}}{a^{3/2}}(t-\tau)+\Omega+\omega,$$

$$\eta=-\sqrt{2\Lambda(1-\sqrt{(1-e^2)}}\sin(\Omega+\omega),$$

$$q=-\sqrt{2\Lambda\sqrt{1-e^2}(1-\cos i)}\sin\Omega.$$

В обеих системах μ — произведение гравитац. постоянной на сумму масс в *задаче двух тел*. Уравнения возмущённого движения в П. э. при потенциальных силах можно записать в форме Гамильтона (см. *Гамильтона уравнения*).

ПУЛЬСА́РЫ (англ. pulsars, сокр. от Pulsating Sources of Radioemission — пульсирующие источники радиоизлучения) — космические источники импульсного электромагнитного излучения, посылающие строго периодические сигналы. Период испускания сигналов у различных радиопульсаров заключён прибл. в интервале 0,033—4,31 с, длительность импульса от 1 до 50 мс. Периоды рентгеновских пульсаров могут быть значительно больше. Сообщение об открытии П. опубликовано англ. радиоастрономами (Э. Хьюиш и др.) в 1968. Вначале были

обнаружены радиопульсары, излучающие в радиодиапазоне на частотах 10^8—10^{10} Гц. Позже обнаружены рентгеновские П., у к-рых осн. доля энергии излучается в рентгеновском диапазоне на частотах 0,3—3 ГГц. Известно ок. 300 радио- и ок. 20 рентгеновских П. (1983).

Осн. свойство излучения П.— строгая периодичность импульсов, наряду с к-рой у радиопульсаров обнаруживается очень медленное увеличение периода со скоростью, не превышающей 10^{-5} с/год. Наибольшей скоростью роста периода (10 мкс/год) и наименьшим периодом (33 мс) обладает П. в Крабовидной туманности, являющийся П. во всех диапазонах от радио до рентгеновского и даже γ-диапазона. В импульсах регистрируется бо́льшая часть излучения П. Непульсирующая доля излучения существенно возрастает в рентгеновском и γ-диапазонах, где достигает ~40 %. Радиоизлучение поляризовано как линейно, так и по кругу (см. *Поляризация радиоволн*); степень поляризации изменяется даже в пределах одного импульса и может достигать 100%, столь же быстро изменяется и плоскость поляризации. Помимо осн. периода излучения, у мн. П. обнаружен второй период, значение к-рого ≤ 10 мс. Излучение П. часто имеет прерывистый характер, импульсы исчезают на неск. мин., затем снова появляются с той же строгой периодичностью. При прохождении через *межзвёздную среду* излучение П. испытывает дисперсию и фарадеевское вращение плоскости поляризации, измерение к-рых позволяет определить электронную плотность и магнитное поле в межзвёздной среде. Ввиду того, что период излучения П. может достигать 30 мс, П. интерпретируются как вращающиеся нейтронные звёзды, т. к. ни одно др. небесное тело не может ни вращаться, ни колебаться с таким малым периодом; второй период может соответствовать колебаниям нейтронной звезды (ср. радиус нейтронных звёзд 10 км, плотность ок. 10^{18} кг/м^3; они являются самыми плотными из известных статич. объектов). В нескольких радиопульсарах наряду с медленным ростом периода обнаружено его кратковременное уменьшение, составившее 200 нс для П. в туманности в созвездии Паруса и 0,7 нс для П. в Крабовидной туманности. Эти скачки периодов объясняются свойствами строения нейтронных звёзд, в недрах к-рых возможны сверхпроводимость, сверхтекучесть и фазовые переходы, связанные со слабыми взаимодействиями. Яркостная темп-ра радиоизлучения П. может достигать огромных значений (10^{20}—10^{30} К). Так как никакие реальные тела не могут обладать такой темп-рой, излучение П. носит нетепловой характер. Теории излучения П. предполагают механизмы когерентного плазменного излучения в сильном магнитном поле при трансформации плазменных волн в электромагнитные или излучение при синхронном движении больших сгустков плазмы. Важную роль в радиоизлучении П. может играть рождение электронно-позитронных пар в сильном электрич. поле, возникающем у поверхности замагниченной нейтронной звезды при её вращении. Источник активности П.— энергия вращения, к-рая при наличии сильного магнитного поля может переходить в энергию излучения. Индукция магнитного поля на поверхности П. и в излучающей зоне составляет 10^4—10^8 Тл. Если считать магнитное поле П. дипольным, то при несовпадении осей вращения и магнитного диполя возможно мощное магнитодипольное излучение на частоте вращения, к-рое, трансформируясь в др. диапазоны, определяет излучение П. и скорость потери энергии вращения, вычисляемую из значения возрастания периода. Др. возможность потери энергии вращения — торможение при магнитной связи с межзвёздной средой и закручивании силовых линий. Ускорение быстрых частиц и генерирование космич. лучей в П. может осуществляться магнитодипольным излучением, а также в электрич. поле, появляющемся при поляризации во вращающейся замагниченной звезде. Согласно теории, образование нейтронных звёзд должно происходить при вспышках сверхновых звёзд. Исследование остатков П. сверхновых позволило обнаружить П. в пяти из них. Два из этих П. в Крабовидной туманности и туманности в созвездии Паруса являются самыми короткопериодич. из всех известных и, по-видимому, самыми молодыми. Рентгеновскими П. оказались нек-рые из известных ранее рентгеновских источников. Рентгеновские П. можно разделить на короткопериодические с периодами 0,716—7,7 с и длиннопериодические с периодами 123—1860 с. Нек-рые рентгеновские П. входят в состав тесных двойных систем, о двойственности других пока не известно. Излучение рентгеновского П. связывается с *аккрецией* вещества на замагниченную нейтронную звезду в тесной двойной системе.

Г. С. Бисноватый-Коган.

ПУЛЬСИ́РУЮЩИЙ Я́ДЕРНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — то же, что *импульсный ядерный ракетный двигатель*.

ПУЛЬТ КОСМОНА́ВТА — служит для управления бортовыми системами и агрегатами КК (орбитальной станции), а также для контроля за их функционированием; имеет лицевую панель (приборную доску) со средствами отображения информации и органы ручного управления. Как правило, П. к. устанавливается в обитаемых отсеках; в отд. случаях (для выполнения работ в открытом космосе) размещается снаружи КК. В КК имеется один или неск. П. к., каждый из к-рых может быть специализированным, предназнач. для выполнения определ. операций (пульт управления стыковкой, пульт управления телескопом, пульт управления манипулятором), или комбинированным (обычно осн. пульт КК), предназнач. для комплексного управления КК. Конструкция П. к., форма и расположение его элементов, а также объём информации, выводимой на пульт, и её вид определяются в основном назначением П. к., местом его расположения, числом космонавтов, одновременно работающих с ним. В качестве средств отображения информации используются измерит. приборы, индикаторы, световые табло, дисплеи, диапроекторы и т. п.; в качестве органов ручного управления — кнопки, тумблеры, клавиши, рукоятки и пр. Форма, размер, цвет и др. характеристики элементов лицевой панели П. к. выбираются с учётом психофизиол. возможностей космонавта в условиях космич. полёта. У сложных П. к., имеющих большое число индикаторов и органов управления, лицевая панель может быть условно разделена на неск. рабочих зон (полей), каждая из к-рых несёт определ. функциональную нагрузку. Напр., осн. пульт КК может иметь зону оперативного управления, в к-рую входят командно-сигнальное поле (осн. командная матрица), поле мнемосхем (напр., совокупность органов управления, индикации и условных обозначений, располож. в виде схемы, наглядно отражающей последовательность операции), поле для работы экипажа с бортовой ЦВМ и т. п.; информационно-справочную зону, к-рая служит для получения экипажем информации о состоянии систем и конструкции; зону предупредит. и аварийной сигнализации, оповещающей экипаж о достижении к.-л. параметром экстремального значения или о выходе из строя к.-л. системы (прибора). При размещении П. к. внутри КК он является составной частью интерьера обитаемого отсека, и на него распространяются требования эргономики и технич. эстетики, предъявляемые к отсеку в целом. При размещении П. к. снаружи КК или в отсеке (к-рый может быть разгерметизирован) органы управления имеют форму и размеры, обеспечивающие работу с ними космонавта в скафандре.

ПУЛЬТ ПУ́СКА — элемент *проверочно-пускового оборудования*, расположенный в командном пункте *космического комплекса*. С П. п. подаются команды на проведение заключит. операций по подготовке РН к пуску и на *пуск ракеты*. Последоват. загорание транспарантов позволяет контролировать ход выполнения операций. После установки на П. п. *ключа пуска* в положение «Ключ на старт!» все операции пуска ракеты совершаются, как правило, автоматически. П. п. представляет собой комплект стоек с проверочно-пусковой аппаратурой и средствами отображения информации. После взлёта РН нажатием кнопки «Стоп» обесточиваются все системы П. п. В случае несостоявшегося пуска происходит сброс схемы.

ПУЛЬТ УПРАВЛЕ́НИЯ ЗАПРА́ВКОЙ — см. в ст. *Заправка ракеты-носителя*.

ПУНКТ ПРИЁМА СПЕЦИА́ЛЬНОЙ ИНФОРМА́ЦИИ — пункт, на к-ром размещаются радиотехнич., радиоэлектронные и обеспечивающие технич. средства спец. наземного комплекса, предназнач. для приёма с КА, предварительной обработки и передачи информации. На П. п. с. и. возлагаются задачи: вхождение в связь с КА; регистрация информации в устройствах, обеспечивающих её повторное воспроизведение; обработка и доставка. П. п. с. и. в зависимости от характера целевой *космической системы* включает: приёмные системы с антенными устройствами для приёма информации с КА; средства документирования и отображения принимаемой информации; ЭВМ для логической её обработки; средства сопряжения регистраторов информации с каналами связи; связная аппаратура; общетехнич. системы и сооружения. В нек-рых случаях для приёма специальной информации используются телеметрич. средства командно-измерит. пунктов *наземного автоматизированного комплекса управления*.

ПУСК РАКЕ́ТЫ — совокупность заключительных операций по подготовке РН на *стартовом комплексе*, обеспечивающих включение ДУ и сход ракеты с ПУ. Начинается после включения оператором автоматич. (автоматизированной) программы П. р. В космич. комплексе РН «Восток» это происходит по команде «Ключ на старт!» путём установки *ключа пуска* на *пульте пуска* в положение «старт». Эта команда подаётся руководителем пуска в соответствии с установл. программой пуска РН и на основе информации о состоянии и готовности всех

систем космич. комплекса. При этом включается многоканальная система регистрации и записи контролируемых параметров всех бортовых систем РН и *стартового комплекса*. Топл. магистрали продуваются азотом. Закрываются дренажные коммуникации баков окислителя и горючего всех ступеней РН, прекращается подпитка баков криогенными компонентами топлива. Для обеспечения бескавитационной работы ТНА ДУ производится наддув баков РН сжатыми газами. Включаются бортовые системы управления и источники питания. Отводятся *кабель-заправочная мачта*, а затем кабельная мачта. Прекращается всякая связь (кроме радио при пилотируемом пуске) борта РН с землёй. РН находится в режиме автономного управления, питание всех систем РН осуществляется от бортовых источников энергии. Включается *зажигание*, начинает работать ТНА. Устройства для зажигания создают в камерах РД факел пламени. Контролируется выход РД на режим. Когда тяга РД превысит вес РН с КА, начинается отрыв РН от ПУ. Прохождение операций отображается на пульте пуска и сопровождается командами «Наддув!», «Контакт Земля — борт!», «Зажигание!» и др. Эти команды сопровождают автоматич. цикл операций П. р. и, как правило, носят информац. характер, констатируя нормальный ход. В нек-рых стартовых комплексах (РН типа «Сатурн-5») до набора тяги, достаточной для отрыва, РН удерживается на ПУ захватами, к-рые отводятся (раскрываются) через 8—9 с после запуска РД. После того как РН оторвётся от ПУ примерно на 3 см, с командных выключателей системы управления консольными площадками подаётся команда на отстыковку и отброс быстроразъёмных соединений и 5 консольных площадок отводятся.

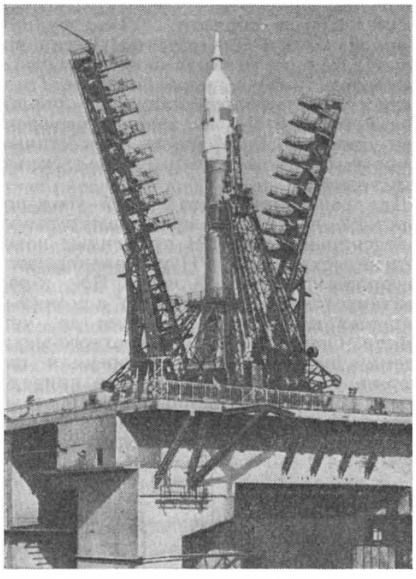
В момент отрыва РН от опор ПУ срабатывает *контакт подъёма* и на пульте пуска загорается транспарант «Старт». Тяга двигателей увеличивается, и РН выходит из зоны возможного соударения с элементами ПУ. На оборудование стартового сооружения действует высокотемпературная струя газов РД, а также мощное акустич. поле.

ПУСКОВА́Я ПЛАТФО́РМА — см. в ст. *Стартовый комплекс*.

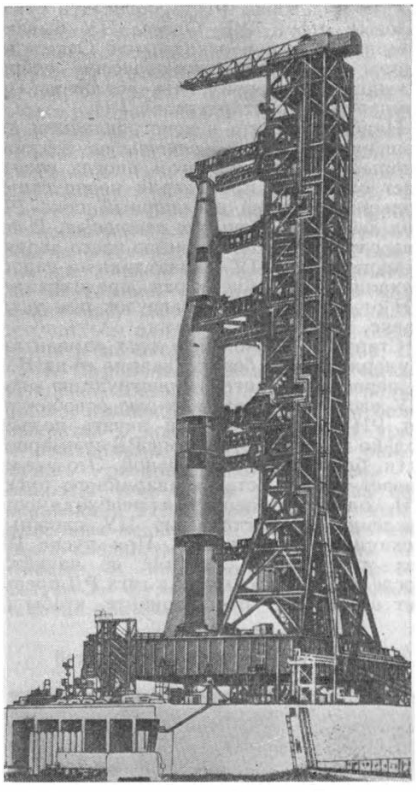
ПУСКОВА́Я УСТАНО́ВКА (ПУ) — агрегат или *пусковое сооружение* с пусковым оборудованием и техническими системами для приёма, вертикализации и удержания РН в положении для пуска, подвода к ней электрических, пневматических, топливных, дренажных и других коммуникаций, а также пуска РН. Нек-рые ПУ имеют устройства и механизмы для азимутального *наведения ракеты*. Осн. элементы ПУ: опорная силовая конструкция с опорными элементами для РН, устройства и механизмы для её приёма и вертикализации, *ветровые захваты*, приспособления (иногда в виде *кабель-заправочных мачт* или башен) и механизмы для подвода, пристыковки к РН и последующей отстыковки от неё *электроразъёмов*, *пневморазъёмов*, наполнит. и дренажных соединений, *газоотражатель*, средства управления, автоматизации, контроля и блокировки.

ПУ — осн. агрегат *стартового комплекса*; её конструкция зависит от типа конструкции РН, типа стартового комплекса и способа подготовки РН к пуску. По степени подвижности ПУ разделяют на стационарные, перевозимые и передвижные. Перевозимые ПУ могут перемещаться с одной *стартовой позиции* на другую с помощью спец. трансп. средств. Передвижные ПУ имеют собств. ход. Для запуска РН в осн. применяют стационарные ПУ, к-рые монтируются в пусковых сооружениях. В зависимости от типа пускового сооружения стационарные ПУ бывают заглублёнными или наземными. В заглублённых ПУ нижний торец РН, установл. в стартовое положение, располагается примерно на уровне или неск. ниже уровня поверхности стартовой позиции. Такая конструкция упрощает операцию подъёма РН в вертик. положение, т. к. её центр тяжести в этом случае поднимается на меньшую высоту. Упрощаются также агрегаты обслуживания РН в стартовом положении. Однако возникает проблема отвода газовых струй РД в зоны, безопасные для РН и наземного оборудования; это приводит к созданию подземных *газоотводных каналов*, число к-рых у совр. пусковых сооружений составляет 1—6. Заглублённые ПУ применялись для РН «Восток» и др. сов. РН. В наземных ПУ нижний торец РН в стартовом положении располагается над газоотражателем, к-рый смонтирован на поверхности стартовой площадки. В этом случае отвод газовых струй РД упрощается, и они распространяются в направлениях, безопасных для РН и наземного оборудования. Однако возникает необходимость в подъёме РН над поверхностью стартовой позиции на значит. высоту. В стартовом комплексе № 39, созданном на мысе *Канаверал* для пуска РН «Сатурн-5», применена наземная ПУ. Наземные ПУ использовались также в амер. стартовых комплексах для РН «Сатурн-1», нек-рых РН «Сатурн-1В», где они были выполнены в виде *пусковых столов*. В стартовых комплексах, в к-рых РН после сборки в МИК доставляют на стартовую позицию в вертик. положении, применяют пусковую платформу.

Разнообразны конструкции опорных элементов ПУ, на к-рые устанавливают РН и закрепляют её в стартовом положении. Обычно РН устанавливают на ПУ нижними торцевыми опорами. Сов. РН «Восток» удерживается на ПУ за средний силовой пояс; это обусловлено конструкцией РН (пакетная схема), а также стремлением удалить опорные элементы

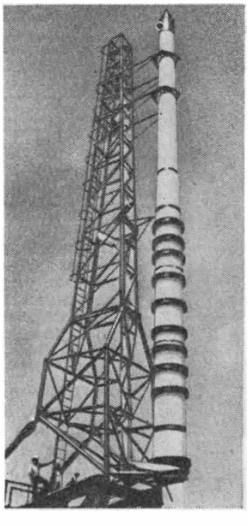


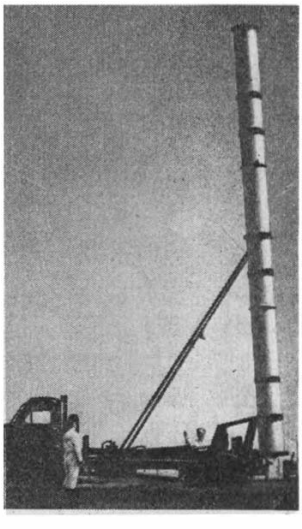
Пусковая установка РН «Союз»



Пусковая установка РН «Сатурн-5»

Пусковые установки РН «СЛВ-3» (слева) и ракеты «Скуа» (справа)





ПУ из-под торца РН и облегчить отвод газовых струй РД. Опоры ПУ бывают стационарными и откидными. Откидные опоры при пуске автоматически отбрасываются в сторону, что исключает их соударение со стартующей РН.

Наиболее проста в конструктивном отношении *установка ракеты* на жёсткие опоры, однако при этом иногда возникает опасность проявления недопустимо больших реакций на опорный пояс РН под действием *нагрузок ветровых*. В таких случаях в конструкцию часто вводят гидроподвеску ПУ с податливыми гидромеханич. опорами, к-рая предохраняет РН от недопустимых нагрузок при установке.

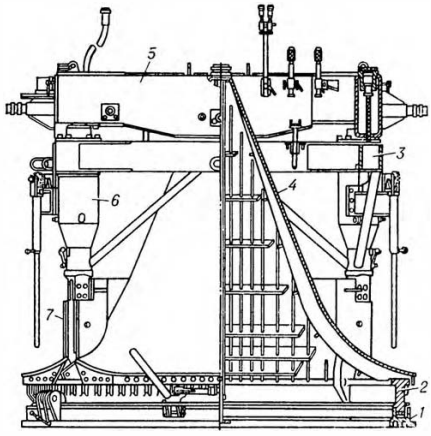
Старт РН возможен в двух вариантах: с удержанием и без удержания её на ПУ. В первом варианте в конструкцию опор ПУ вводятся захваты, к-рые освобождают РН и позволяют ей начать подъём только после набора всеми РД суммарной тяги, близкой к номинальной. Это увеличивает вероятность безаварийного пуска РН, однако приводит к необходимости введения в конструкцию ПУ сложных механизмов удержания. При пуске РН без удержания движение её начнётся после того как суммарная тяга РД превысит вес РН. В этом варианте, чтобы не допустить опрокидывания свободно стоящей на опорах ПУ незаправленной топливом РН, применяют ветровые захваты, к-рые перед пуском отводятся.

Спец. подъёмные механизмы осуществляют подъём и опускание опорных силовых конструкций или отд. опорных элементов ПУ; перемещением этих конструкций или элементов производят вертикализацию, подъём и опускание РН, а также, если это необходимо, подвод опорных элементов к РН при её установке на ПУ. Число подъёмных механизмов у ПУ может быть равно 3, 4, 6, 8 и более и зависит главным образом от конструкции опорной части РН. Подъёмные механизмы делятся на механические (домкраты винтового типа) и гидравлические (гидродомкраты, гидромеханич. опоры). При установке РН на заранее выверенную опорную поверхность с жёсткими опорами ПУ может не иметь подъёмных механизмов.

Для разворота на заданный угол поворотной части ПУ при азимутальном наведении нек-рых РН применяют поворотные механизмы. РН устанавливаются на опоры поворотной части ПУ, к-рая монтируется на основании ПУ с помощью шаровых погонов, катков или др. устройств. Осн. элементы поворотного механизма: зубчатый венец, коренная шестерня, редуктор, привод. Для приведения в действие подъёмных и поворотных механизмов используют ручные (дублирующие), моторные и синхронно-следящие приводы; последние применяются в системах с автоматич. вертикализацией и наведением ракеты по азимуту.

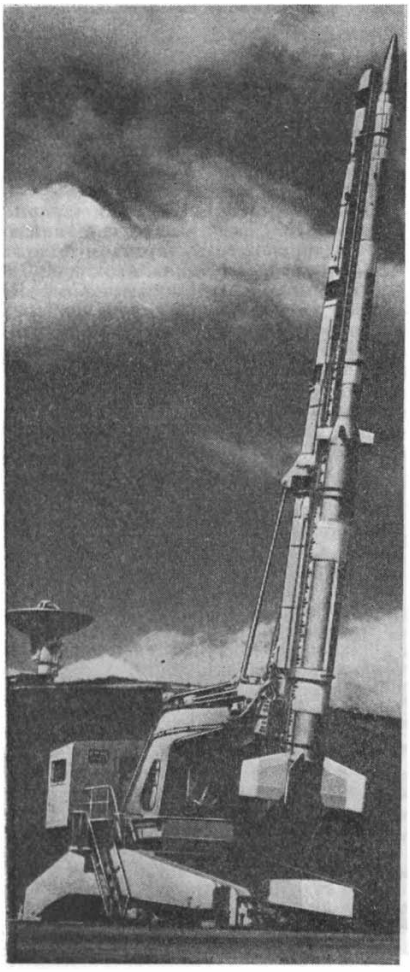
Перед пуском РН осуществляют стопорение ПУ путём «омертвления» подъёмных механизмов (даже если в их конструкции предусмотрены самотормозящие пары) и «жёсткое» закрепление поворотной части. Эти операции предназначены для надёжного закрепления подъёмных и поворотных частей ПУ в период пуска, что позволяет сохранить заданную пространств. ориентацию РН до отрыва её от ПУ. Стопорение ПУ также исключает повороты, и перемещения её частей при воздействии на них реактивных струй РД стартующей РН производятся стопорными механизмами, захватами, зажимами, тормозами и т. д.

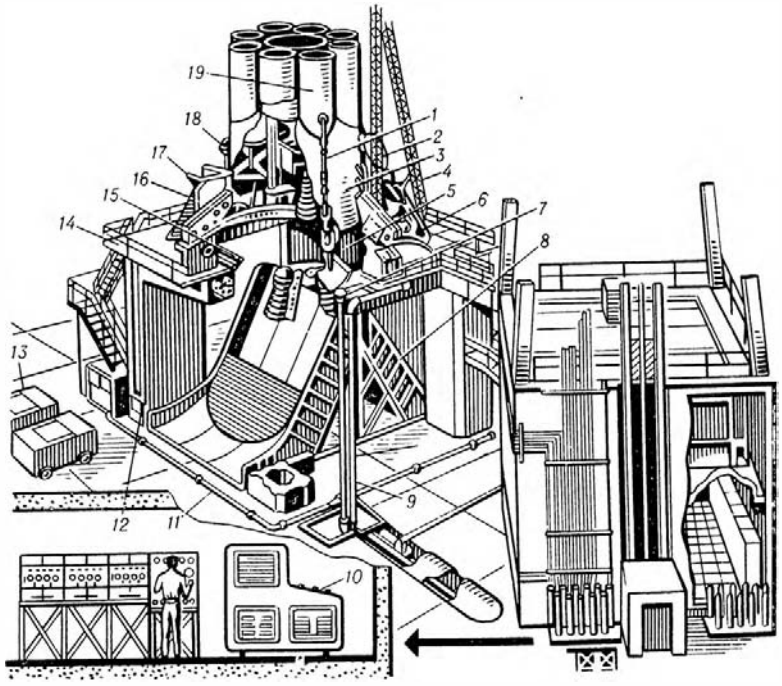
Иногда на ПУ монтируют разл. агрегаты обслуживания (башни, фермы, спец.



Пусковой стол (перевозимый): *1* — нижнее неподвижное основание; *2* — верхнее подвижное основание; *3* — средняя рама; *4* — газовый отражатель; *5* — верхняя опорная рама; *6* — корпус механизма подъёма и вертикализации; *7* — стойка

Пусковая установка с ракетой «Ламбда-3»





Пусковой стол стационарного типа: *1, 18* — заправочные мачты; *2, 4* — кабельные мачты; *3* — подогреватель, *5, 16* — опорные устройства; *6* — клапан, *7, 9* — заправочные трубопроводы; *8* — газоотражатель; *10, 14* — пульт управления системы обслуживания двигателей; *11* — трубопровод для подачи воды; *12* — пульт управления гидросистемой; *13* — тележка с оборудованием для обслуживания двигателей; *15* — электрокабели; *17* — щиток с приборами для обнаружения утечек, *19* — хвостовая часть ракеты

выдвижные кабины и площадки и пр.), к-рые обеспечивают доступ к разл. отсекам РН и КА и подачу к ним приборов и оборудования. Перед пуском фермы обслуживания отводятся от РН, а выдвижные кабины и площадки укрываются в спец. нишах и гнёздах пускового сооружения. ПУ имеет системы управления, автоматизации, контроля, блокировки, противопожарной защиты.

Иногда в технич. литературе вместо термина «пусковая установка» применяют термины: «пусковой стол», «стартовая система», «пусковая система» и др.

Г. К. Кочанов.

ПУСКОВО́Е СООРУЖЕ́НИЕ — инженерно-строительная часть *пусковой установки* (ПУ); служит для размещения пускового, а также части технологического оборудования и технических систем. Силовыми элементами П. с. могут быть опорные колонны, тумбы и т. п., на к-рых монтируются опорные и др. конструкции пускового оборудования. Различают наземные и заглублённые П. с. В П. с. размещают след. системы: заправки РН, термостатирования, противопожарной защиты, дистанц. управления, *проверочно-пускового оборудования*, вентиляции, газоанализа, электропитания, промстоков и др. Это оборудование монтируют в помещениях, располож. на неск. этажах ниже нулевой отметки *стартовой позиции*, а также в каналах, *потернах*, коробах, к-рые используются для подвода к РН электрич., гидравлич. и пневматич. коммуникаций.

ПУСКОВО́Е ТО́ПЛИВО — жидкое *самовоспламеняющееся ракетное топливо*. Подаётся в РД при запуске для хим. зажигания осн. несамовоспламеняющегося ракетного топлива. В качестве П. т. используется, напр., горючее «*Тонка-250*» в паре с *азотнокислотными ракетными окислителями*, а также *металлоорганическое горючее* в паре с жидким кислородом. В ГДЛ впервые П. т. было предложено в 1931 и применено в 1933 на двигателях ОРМ-50 и ОРМ-52.

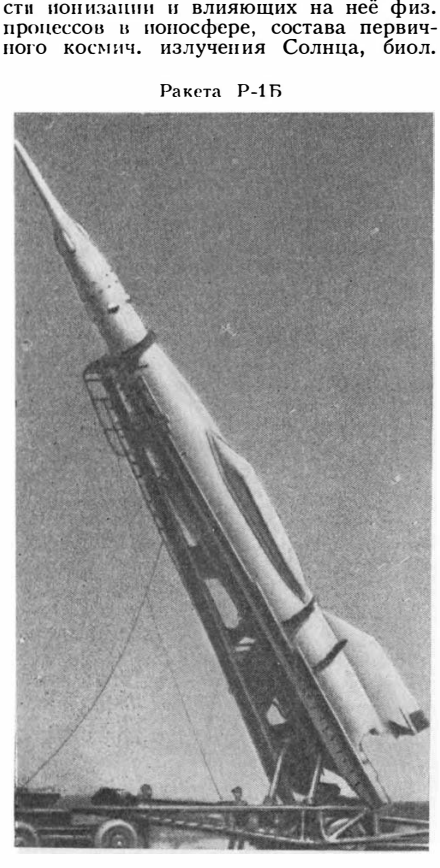
ПУСКОВО́Й СТОЛ — один из видов *пусковой установки* (ПУ). Предназначен для приёма, вертикализации, азимутального наведения РН, удержания её в положении для пуска и пуска РН. П. с. может быть перевозимым или стационарным. В первом случае его приспосабливают для перевозки штатными трансп. средствами с одной *стартовой позиции* на другую, во втором П. с. стационарно монтируют на стартовой позиции.

Конструкция П. с. определяется конструкцией РН и способами её наведения и установки. П. с. состоит из основания, опорно-поворотной части, верхней рамы, *газоотражателя*, подъёмных и поворотных механизмов, уравнит. механизма и закладных частей (фундаментная плита и анкерные болты, заливаемые бетоном). П. с. устанавливают основанием на фундаментную плиту и закрепляют спец. зажимами. Опорно-поворотную часть монтируют на основании с помощью шарового погона, состоящего из двух колец, шаров и сепараторов между ними (образуют своеобразный подшипник). Разворотом этой части П. с. в горизонтальной плоскости (поворотным механизмом) обеспечивают азимутальное наведение РН. На верхней раме П. с. располагают опорные элементы для установки на них ракеты (иногда в виде т. н. тарелей). Рама и опорные элементы могут подниматься или опускаться с помощью подъёмных механизмов, обеспечивая вертикализацию, подъём или опускание РН, а также, если это необходимо, подвод опор ПУ к РН. Подъёмный механизм (их бывает несколько) состоит из домкратов, редукторов и приводов. При четырёх и более домкратах в конструкцию вводят уравнит. механизмы для обеспечения равномерного распределения нагрузок на домкраты или опоры и удобства вертикализации РН. Приводы поворотных и подъёмных механизмов могут быть синхронно-следящими, двигательными или ручными. В *стартовом комплексе* РН «Сатурн-5» функцию П. с. выполняет пусковая платформа.

Р

Р-1А, Р-1Б, Р-1В, Р-1Д, Р-1Е — серия советских *геофизических ракет*, разработанных в 1949—55 на базе одноступенчатой ракеты Р-1, созданной под руководством С. П. *Королёва*. Ракета имеет ЖРД РД-100, стабилизаторы, газовые рули, подвесные баки окислителя (жидкий кислород) и горючего (75%-ный этиловый спирт). Длина ракеты 14,275 м, диам. 1,65 м, размах стабилизаторов 3,56 м, стартовая масса ракеты 13 500 кг, в т. ч. масса конструкции 4015 кг, масса топлива 9245 кг (окислителя — 5160 кг, горючего — 4085 кг). Тяга ЖРД у Земли (без учёта потерь на газовые рули) 267 кН. Ракеты предназначались для исследования верхних слоёв атмосферы по программе АН СССР. 25.5.1949 состоялся первый полёт ракеты Р-1А, на к-рой были установлены 2 отделяемых на высоте контейнера с н.-и. аппаратурой. Контейнеры снабжались парашютом, раскрывавшимся после их снижения до выс. 20 км. Всего проведено 18 успешных пусков. С помощью этих ракет систематически проводились исследования хим. состава и давления атмосферы на выс. 35—110 км, направления ветра, плотности ионизации и влияющих на неё физ. процессов в ионосфере, состава первичного космич. излучения Солнца, биол. эксперименты, а также аэродинамич. исследования при больших сверхзвуковых скоростях полёта. За счёт совершенствования ракет этой серии полезный груз увеличивался со 170 кг (масса двух контейнеров с науч. аппаратурой на Р-1А) до 1160—1819 кг на последующих модификациях. Кроме того, на этих ракетах проверялись нек-рые конструктивные решения. Так, на Р-1А было осуществлено отделение головной части с полезным грузом от корпуса ракеты в конце активного участка полёта, что впоследствии нашло широкое применение.

Ракета Р-1Б



Р-2А — советская *геофизическая ракета*, разработанная в 1954 на базе одноступенчатой ракеты Р-2, созданной в 1946—1950 под руководством С. П. *Королёва*. Имеет ЖРД РД-101, стабилизаторы, газовые рули, несущий бак горючего, отделяемую головную часть. Длина ракеты 17,65 м, диам. 1,65 м, размах стабилизаторов 3,56 м, стартовая масса ракеты 20 416 кг, в т. ч. конструкции 4528 кг, масса окислителя (жидкий кислород) 9105 кг; масса горючего (92%-ный этиловый спирт) 6443 кг. Тяга ЖРД у Земли (без учёта потерь на газовые рули) 367 кН.

В 1957—60 проведено 11 успешных пусков ракет Р-2А на выс. ~ 200 км с целью исследования хим. состава и давления атмосферы, а также жизнедеятельности животных, к-рых помещали в герметичные контейнеры.

Р-4Д (R-4D) — американский *импульсный ракетный двигатель* (ЖРД), созданный фирмой «Марквардт» (Marquardt) для реактивных систем управления КК «*Аполлон*». Топливо двигателя двухкомпонентное самовоспламеняющееся (окислитель — четырёхокись азота, горючее — аэрозин-50 или монометилгидразин). Тяга 445 Н (при давлении в камере сгорания 0,67 МПа), масса 2,3 кг, выс. 34 см, диам. 16,5 см. Двигатель способен выдавать импульсы тяги длительностью 0,01 с, частотой 30 $с^{-1}$. При этом тяга не достигает номин. значения; оно обеспечивается при работе св. 1 с. Уд. импульс в импульсном режиме — 1960 м/с, в непрерывном — 2750 м/с. Быстродействие ЖРД достигнуто его простой конструкцией, к-рая включает одностенную камеру и 2 пускоотсечных электромагнитных клапана. Весь ЖРД состоит из 70 деталей. Поскольку многократные динамич. нагрузки приводят к появлению в конструкции импульсных двигателей микродефектов, развитие к-рых может вызвать отказ двигателя, то для материала керамич. покрытия, предохраняющего стенку камеры Р-4Д от окисления продуктами сгорания, выбран дисилицид молибдена, обеспечивающий «самозаживление» микротрещин: возле них образуется защитный барьер двуокиси кремния. Высокая надёжность Р-4Д достигнута большими запасами прочности: камера способна выдержать в течение 30 мин давление, к-рое почти вдвое превышает мгнов. пиковое значение, ожидаемое при запуске; номинальное рабочее давление ниже разрушающего в 29 раз; рабочая темп-ра стенки на 600 К ниже предельно допустимой. Р-4Д использовался для обеспечения трёхосной ориентации и стабилизации, разделения и стыковки отсеков, разл. манёвров, осаждения топлива в баках перед включением осн. ЖРД. Надёжность работы системы достигалась дублированием. Так, реактивная система управления, установл. на лунном отсеке КК, содержала 16 ЖРД, объединённых в 4 блока; ЖРД распределены поровну между 2 автономными, параллельно работающими подсистемами. Управление КК обеспечивается при отказе как отд. ЖРД, так и целой подсистемы. ЖРД работают в режимах автоматич., полуавтоматич. или ручного управления. В полётах по программе «Аполлон» было использовано 400 двигателей Р-4Д, суммарная наработка к-рых составила 9 ч, а число включений 750 тыс.; отд. ЖРД включались до 35 тыс. раз.

Р-5А, Р-5Б, Р-5В — серия советских *геофизических ракет*, разработанных в 1956—57 на базе одноступенчатой ракеты Р-5М, созданной в 1952—56 под руководством С. П. *Королёва*. Ракета имеет ЖРД РД-103, возд. рули, газовые рули, несущие баки окислителя (жидкий кислород) и горючего (92%-ный этиловый спирт), отделяемую головную часть. Длина ракеты 20,75 м, диам. 1,65 м; стартовая масса ракеты 28 600 кг, в т. ч. конструкции 4300 кг, масса топлива 24 500 кг. Тяга ЖРД у Земли 432 кН.

Ракеты снабжались спускаемыми аппаратами ВГАС (высотная геоастрономич. станция). Ракеты стабилизировались на пассивном участке полёта по всем трём осям с помощью газоструйных сопел. Головная часть после отделения на нисходящем участке траектории отводилась в сторону от ракеты, а на выс. 4—5 км срабатывала система спасения и головная часть приземлялась с парашютом. В 1958—77 были успешно запущены 20 ракет этой серии, в т. ч. их модификации «*Вертикаль*».

РАБО́ЧЕЕ ТЕ́ЛО РД, рабочее вещество — вещество (или совокупность веществ), с к-рым происходят различные физико-химические преобразования внутри РД, составляющие его рабочий процесс. В большинстве совр. РД источником Р. т. является *химическое ракетное топливо*. В этом случае осн. этапы превращений Р. т. в РД: топливо (источник Р. т.) — горящая смесь — продукты сгорания — реактивная струя. В нек-рых РД энергия может подводиться к Р. т. извне, напр. теплота в ЯРД, электрич. энергия в ЭРД. В качестве источника Р. т. в таких РД используются конденсированные вещества, обычно имеющие малую молекулярную массу, напр. жидкий водород для тепловых двигателей (ЯРД) и жидкие металлы (цезий, рубидий, ртуть и др.) или органич. соединения для ЭРД. Осн. этапы превращений Р. т. в этих РД протекают следующим образом: конденсированное Р. т.— продукты нагрева Р. т.— реактивная струя; конденсированное Р. т.— продукты газификации или дробления Р. т.— продукты ионизации — реактивная струя. Во всех случаях истечение Р. т. образует реактивную силу и т. о. создаёт тягу РД. В гипотетич. фотонных РД конечным этапом превращений Р. т. будут фотоны.

РАБО́ЧИЙ ЗАПА́С ТО́ПЛИВА — количество топлива для ракеты или ракетной ступени, расходуемое на *активном участке* полёта в условиях невозмущённого движения при номинальных значениях основных параметров ракеты (массы, характеристик РД). Р. з. т. составляет обычно 95—98% общего (заправочного) запаса топлива, к-рый включает *гарантийный запас топлива*, достартовый расход и остатки неизрасходованного топлива в баках.

РАДИА́НТ [от лат. radians (radiantis) — излучающий] — точка небесной сферы, кажущаяся источником метеоров, к-рые наблюдаются при встрече Земли с роем

метеорных тел, движущихся вокруг Солнца по общей орбите.

РАДИАЦИО́ННАЯ ЗАЩИ́ТА — служит для предупреждения воздействия космической радиации (в т. ч. *тормозного излучения*), излучений реактора *ядерной энергетической установки* или *изотопного генератора*. Различают биол. Р. з. (космонавтов) и приборную Р. з. (аппаратуры). Для Р. з. используют вещества, поглощающие поступающую извне радиацию. Для защиты от космич. радиации Р. з. должна быть всенаправленной, т. е. окружать космонавтов со всех сторон. Роль Р. з. играет оболочка самого КК и его оборудование, размещённое вокруг космонавтов; в такой защите имеется в среднем неск. г вещества на 1 см² поверхности. Толщина защиты рассчитывается в зависимости от материала оболочки, мощности излучения и требуемой кратности его ослабления. При больших интенсивностях космич. радиации, напр. вспышках на Солнце или полётах в *радиационном поясе Земли*, толщина Р. з. должна быть существенно больше (десятки и сотни г вещества на 1 см² поверхности). В этих случаях целесообразно осуществлять Р. з. не всего КК, а лишь огранич. объёмов, в к-рых находится экипаж, т. е. создавать т. н. радиац. убежища. Р. з. от излучения ядерного реактора целесообразно размещать между реактором и отсеками КК (т. н. теневая защита). При этом Р. з. состоит из двух или неск. чередующихся слоёв: слой для защиты от γ-излучения, выполняемый из свинца, вольфрама или урана-238, т. е. материалов с большой атомной массой; слой для защиты от нейтронных потоков, выполняемый из гидрида лития — достаточно лёгкого материала с высоким содержанием ядер водорода на ед. массы. Такая комбинированная защита является оптимальной с точки зрения обеспечения её наименьшей массы. Для КК, в к-рых происходит периодическая смена экипажа, напр. на орбит. станциях, биол. защита должна выполняться круговой относительно реактора или профилированной, чтобы обеспечить возможность подхода трансп. КК с разных сторон, исключив при этом облучение космонавтов выше допустимой нормы. См. *Система радиационной безопасности*.

РАДИАЦИО́ННАЯ ПОВЕ́РХНОСТЬ космического аппарата — часть внешней поверхности корпуса КА или выполненная в виде отдельного конструктивного элемента тонкостенная оболочка, предназначенная для поддержания заданного теплового режима КА или отдельных его частей за счёт *теплообмена излучением*. С этой целью Р. п. придаются разл. оптич. свойства в ИК и видимом диапазонах спектра. Р. п. входит в состав *системы обеспечения теплового режима* КА.

РАДИАЦИО́ННАЯ СТО́ЙКОСТЬ ракетного топлива — способность химического ракетного топлива сохранять физико-хим. свойства при длит. воздействии электромагнитного и корпускулярного излучения.

РАДИАЦИО́ННАЯ ТЕМПЕРАТУ́РА — температура, при к-рой излучение чёрного в данном участке спектра тела равно излучению реального объекта. Напр., для земных объектов, излучение к-рых измеряется из космоса, Р. т. зависит от излучат. способности объектов и преобразования их излучения в атмосфере. Учёт указанных факторов позволяет по Р. т. определить истинную темп-ру объекта. На этом основана, в частности, задача определения темп-ры земной поверхности и верх. границы облаков по измерениям со спутника излучения в т. н. окнах прозрачности атмосферы (см. *Актинометрические измерения*). Контрасты Р. т. обеспечивают получение ТВ изображений облачности в ИК области спектра. Полученная по измерениям со спутников интегрального собств. излучения Земли (в интервале длин волн 3—30 мкм) Р. т. Земли изменяется в пределах 220—280 К (в зависимости от типа излучающей поверхности). Эта темп-ра обычно ниже Р. т. Земли для окон прозрачности. Лишь над высокими холодными облаками указанное соотношение может быть обратным. Это явление связано с характером вертик. профилей темп-ры атмосферы и концентрации поглощающих веществ, преобразующих собств. излучение Земли.

РАДИАЦИО́ННОЕ ВОЗДЕ́ЙСТВИЕ на космический аппарат — влияние космического излучения, включающего потоки протонов и электронов *радиационного пояса Земли*, их *тормозное излучение*, потоки частиц (гл. обр. протонов) высоких энергий солнечного (см. *Солнечная вспышка*) и галактического происхождения, на работоспособность КА и его систем. К Р. в. на КА относится также воздействие нейтронного и γ-излучения от *изотопного генератора*, *изотопной энергетической установки* и *ядерной энергетической установки*, если они размещены на КА.

При длит. эксплуатации КА в космосе Р. в. приводит к таким нежелательным последствиям, как снижение мощности и кпд СБ из-за возникновения радиац. дефектов в кристаллах полупроводников, снижение эффективности излучательных поверхностей *терморегулирования системы* КА или энергетич. установки системы энергопитания КА из-за ухудшения покрытий и изменения их селективных свойств, снижение коэф. отражения зеркальных покрытий, напр. *концентратора солнечной энергии*, охрупчивание и разрушение тонких органических плёнок из-за нарушения внутренних связей в полимерных цепочках, ухудшение фотоматериалов и рабочих параметров радиоэлектронной аппаратуры и др.

Мощность кремниевых СБ, не защищённых от Р. в., иногда снижается на 20—30% за 6 мес работы на орбите ИСЗ, а СБ, защищённых прозрачным кварцевым покрытием, как правило, лишь на 6—7% в год. Дальнейшее увеличение стойкости кремниевых СБ к Р. в. может достигаться прежде всего за счёт повышения чистоты кремния и легирования его литием. Возможно восстановление характеристик кремниевых СБ путём их нагревания до темп-ры 200—300 °С в течение 10—15 мин (т. н. отжиг СБ). Р. в. на излучательные поверхности КА приводит, прежде всего, к увеличению коэф. поглощения солнечного излучения терморегулирующих покрытий от 0,15—0,2 в начале до 0,3—0,5 после неск. месяцев работы в космосе. Это должно компенсироваться соответствующим увеличением площади излучательных поверхностей КА. Р. в. снижает также коэффициент отражения различных зеркальных покрытий на 10—20% в зависимости от уровня мощности радиации. При её интенсивности свыше 13—25 мКл/(кг·ч) даже в течение короткого времени может частично или полностью выйти из строя радиоэлектронная аппаратура КА. Большие интегральные дозы радиации (св. 0,1—0,25 Дж/кг) являются опасными для здоровья космонавтов. Поэтому при проектировании КА учитывают наличие Р. в. и обеспечивают длительную работоспособность систем КА, применяя в случае необходимости приборную *радиационную защиту*, а для пилотируемых КА предусматривают также биол. радиац. защиту для обеспечения безопасности космонавтов.

РАДИАЦИО́ННОЕ ОХЛАЖДЕ́НИЕ — охлаждение конструкции за счёт излучения теплоты в окружающее пространство (см. *Теплообмен излучением*). Теплота может излучаться внеш. поверхностями рабочих агрегатов (напр., камеры ЖРД) или спец. *радиационными поверхностями*. Необходимые характеристики излучающих поверхностей достигаются соответствующей их обработкой и нанесением покрытий.

РАДИАЦИО́ННЫЙ БАЛА́НС ЗЕМЛИ́ — разность между потоком солнечной радиации, поглощаемой системой «земная поверхность — атмосфера», и длинноволновым (тепловым) излучением этой системы, уходящим за пределы атмосферы. Р. б. З. определяется в осн. состоянием облачности, отражат. способностью и темп-рой подстилающей поверхности, распределением темп-ры и влажности в атмосфере. Р. б. З. имеет широтный, суточный и годовой ходы; вблизи экватора Р. б. З. всегда положителен, в высоких широтах — почти всегда отрицателен. Среднегодовое значение Р. б. З. в зоне 0—10° с. ш. равно 281—242 = 29 Вт/м², а в полосе 80—90° с. ш. составляет 73—171 = —98 Вт/м² (здесь уменьшаемое — поглощённая солнечная радиация, а вычитаемое — уходящее длинноволновое излучение). В среднем за год по всей поверхности планеты Р. б. З. равен нулю.

РАДИАЦИО́ННЫЙ ПО́ЯС ЗЕМЛИ́ — область околоземного пространства, в к-рой магнитное поле Земли удерживает заряженные частицы (протоны, электроны, α-частицы), обладающие кинетической энергией от десятков кэВ до сотен МэВ. Выходу частиц из Р. п. З. препятствует особая конфигурация поля — т. н. магнитная ловушка (протоны, напр., могут находиться в ней до 10^9 с). Частицы в Р. п. З. совершают под действием силы Лоренца сложное движение — колебат. по спиральной траектории вдоль силовой линии из сев. полушария в южное и обратно с одновременным более медленным перемещением (долготным дрейфом) вокруг Земли. Принятое разделение Р. п. З. на внутреннюю и внеш. зоны (пояса) условно и характеризуется в какой-то степени распределением частиц по энергиям. Внутр. зона расположена в экваториальных широтах; её ниж. граница, определяющаяся в основном напряжённостью магнитного поля Земли, находится на выс. 200—300 км (над Бразилией) и ~ 1600 км (над Австралией). Во внутр. зоне на выс. ~ 3000 км (~ 0,5 радиуса Земли $R_з$) находится максимум плотности потока протонов высоких энергий (20—800 МэВ). Число таких протонов резко падает как с ростом расстояния от Земли (что обусловлено уменьшением напряжённости магнитного поля Земли, к-рое уже не способно удерживать протоны таких энергий), так и с уменьшением этого расстояния (обусловлено резким ростом поглощения таких частиц атмосферой). Из-за своей огромной проникающей способности эти протоны представляют значит. опасность для экипажей КК, что требует обеспечения соответствующей *радиационной защиты* и (или)

выбора их орбит. Напр., при одинаковой продолжительности полёта экипаж на «Салюте-6» получил в неск. раз меньшую дозу облучения, чем экипаж на станции «Скайлэб», т. к. его орбита была приблизительно на 80 км ниже, чем орбита станции «Скайлэб». Средняя энергия электронов во внутр. зоне ~ 100 кэВ, а максимум плотности их потока расположен на расстоянии 0,6 $R_з$ от поверхности Земли. Во внеш. зоне (считается, что её ниж. и верх. границы расположены на расстояниях ~ 2,5 $R_з$ и 7$R_з$) в основном преобладают протоны с энергией от нескольких сотен кэВ и менее и электроны с энергией 40—100 кэВ.

Возможность существования Р. п. З. была предсказана теоретически ещё в начале 20 в., однако лишь с началом космич. эры появилась возможность детального исследования его структуры, динамики и процессов, приводящих к его возникновению (см., напр., «*Электрон*»). Считается, что осн. процессы, приводящие к наполнению Р. п. З. заряж. частицами,— дрейф частиц из «хвоста» магнитосферы во внеш. зону пояса во время магнитных бурь под действием электрич. поля и медленная диффузия к Земле частиц, захваченных в т. н. магнитную ловушку, под действием небольших вариаций магнитного поля. Процессы, приводящие к уходу частиц из Р. п. З., пока ещё до конца не выяснены. Установлено, однако, что один из процессов — столкновение частиц с частицами атмосферы. Это, в частности, было установлено по распаду искусств. Р. п. З., образовавшегося в результате термоядерного взрыва «Морская звезда», осуществлённого США над Тихим ок. на выс. 400 км в 1962. Этот Р. п. З. просуществовал ок. 10 лет.

РАДИАЦИО́ННЫЙ ТЕПЛООБМЕ́ННИК — теплообменник в *терморегулирования системе*, в к-ром теплообмен между теплоносителем, циркулирующим в контуре, и окружающей средой (космическим пространством) происходит с помощью *радиационной поверхности*. В зависимости от оптич. свойств радиац. поверхности её равновесная темп-ра может иметь значение как меньше, так и больше темп-ры циркулирующего в Р. т. теплоносителя. В первом случае будет обеспечен отвод тепловой энергии из внутр. объёмов КА или отд. приборов, а во втором — подвод (эффективная работа Р. т. как нагревателя падает по мере удаления КА от Солнца). Р. т., предназнач. для отвода тепловой энергии, иногда наз. холодильниками-излучателями. В таких Р. т. для передачи больших кол-в теплоты к радиац. поверхности могут использоваться *тепловые трубы*. Потребные размеры излучающей поверхности Р. т. обратно пропорциональны четвёртой степени её термодинамич. (абсолютной) темп-ры, к-рая в свою очередь определяется темп-рой теплоносителя. Поэтому при необходимости обеспечить в рабочем отсеке КА темп-ры порядка 300 К для отвода необходимой тепловой мощности может потребоваться радиац. поверхность с неприемлемо большими размерами. В этом случае уменьшение площади излучающей поверхности достигается повышением темп-ры теплоносителя с помощью холодильной машины (напр., холодильника-конденсатора), работающей по отношению к Р. т. как тепловой насос. Для снижения габаритов Р. т. его снабжают также оребрением; форма рёбер и

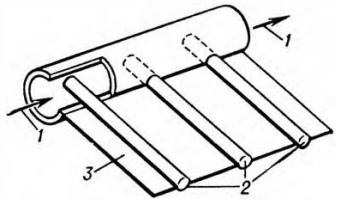


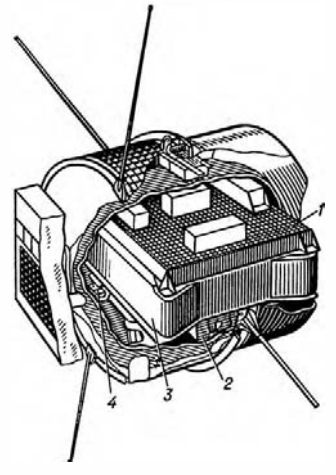
Схема панели холодильника-излучателя с тепловыми трубами: *1* — поток жидкого теплоносителя; *2* — тепловые трубы; *3* — радиационная поверхность

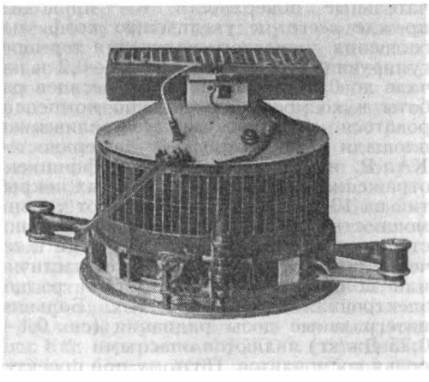
их расположение выбираются такими, чтобы свести к минимуму эффект взаимного облучения.

РАДИКА́Л СВОБО́ДНЫЙ — атом или группа атомов, обладающие свободной валентностью. Наличие свободной валентности сообщает Р. с. среди прочих специфич. свойств высокую хим. активность. Р. с. могут быть получены при горении, взрыве, фотолизе, электрич. разряде и др. явлениях. Они изучаются как перспективные хим. ракетные топлива (см. *Метастабильное ракетное топливо*), т. к. при рекомбинации выделяют большое кол-во энергии, однако способы пром. сохранения Р. с. ещё не найдены.

«РА́ДИО» — наименование советских ИСЗ для коротковолновой радиолюбительской связи. Масса ИСЗ «Р.» 40,5 кг; представляет собой цилиндр диам. 0,4 м и выс. 0,3 м. На ИСЗ «Р.-1» и «Р.-2» установлена аппаратура, работающая в диапазоне 2 м (приёмник 145,88—145,92 МГц) и 10 м (передатчик 29,36—29,4 МГц) и предназначенная для проведения студентами вузов научно-технич. экспериментов и учебных работ, а также командная радиоаппаратура. Питание от СБ и хим. батарей. Мощность ретранслятора 1 Вт. ИСЗ «Р.-1» и «Р.-2» выведены на орбиту 26.10.1978 РН «Космос» совм. с ИСЗ «Космос-1045». Параметры орбиты: выс. в апогее 1724 км, выс. в перигее 1688 км, наклонение 82,6°; период обращения 120,4 мин. 17.12.1981 одной РН выведены ИСЗ «Р.-3» — «Р.-8» на орбиту с параметрами: выс. в апогее 1794 км, выс. в перигее 1685 км, наклонение 83°; период обращения 120,9 мин. Управление работой, приём и обработка информации осуществляются наземными пунктами ДОСААФ СССР. ИСЗ «Р.» имеют междунар. регистрац. индекс «РС».

ИСЗ «Радио-2»: схема (вверху) и общий вид; *1* — комплект радиоаппаратуры РС-1; *2* — формирователь телеметрических сигналов; *3* — аккумулятор; *4* — передатчик





РАДИОАСТРОНО́МИЯ — раздел астрономии, в к-ром исследуются астрономические объекты (небесные тела *Солнечной системы*, Галактики и *Метагалактики*) по их собственному радиоизлучению в диапазоне волн от нескольких мм до 40 м (диапазон частот 30ГГц—10 МГц). Радиоастрономические исследования дают ценные сведения об атмосфере Солнца, разные слои к-рой излучают наиболее эффективно энергию в различных диапазонах частот, что позволяет наблюдать её как бы в разрезе; об активных образованиях на Солнце (пятна, вспышки и др.), позволяющих прогнозировать появление корпускулярных потоков (включая космич. лучи солнечного происхождения), возмущающих земную атмосферу и опасных для КА; об яркостных темп-рах и др. характеристиках поверхностных слоёв и атмосфер планет (напр., Венеры); о радиовсплесках в момент оптич. вспышек нек-рых *звёзд* Галактики, к-рые несут определ. информацию о физ. условиях в изучаемых областях; о Метагалактике, где наблюдается св. 10^4 источников радиоизлучения, большая часть к-рых — галактики со своими особенностями, напр. с высокой радиосветимостью; о *квазарах*, обладающих рекордным радиоизлучением и переменностью (неожиданной для метагалактич. объектов) и находящихся на огромном расстоянии от Земли; о пульсарах, источниках импульсного радиоизлучения (см. также *Астрофизика*). Р. имеет практич. приложения; важнейшие из них: н а в и г а ц и я (использование, особенно в пасмурную погоду, радиосекстантов, работающих по Солнцу, Луне и др. источникам радиоизлучения); п а с с и в н а я л о к а ц и я (получение тепловой картины земной поверхности); а н т е н н а я т е х н и к а (измерение параметров больших антенн при наблюдении известных космич. источников радиоизлучения). В самостоят. раздел Р. выделилась р а д и о л о к а ц и о н н а я а с т р о н о м и я, в к-рой изучаются нек-рые планеты, Луна, метеоры и т. п. методами радиолокации, напр. уточняются сведения о планетных орбитах (масштабы Солнечной системы), физ. условия на поверхности планет, Луны и т. д.

РАДИОБИОЛО́ГИЯ КОСМИ́ЧЕСКАЯ — подраздел *космической биологии*, занимающийся изучением непосредственных и отдалённых реакций человека и других организмов, входящих в соответствующие звенья биологических СЖО, на действие космической радиации; исследованием комбинированного действия

космического излучения и других экстремальных факторов космического полёта на космонавта и *биокомплекс*; установлением коэффициента относительной биологической эффективности различных компонентов космического излучения; определением уровней безопасных доз космического излучения для космонавта и биокомплекса; разработкой средств и методов защиты космонавта и биокомплекса от вредного влияния космической радиации.

РАДИОИЗОТО́ПНЫЙ ПА́РУС — гипотетическое устройство с поверхностью, на к-рую нанесено тонким (доли мкм) слоем радиоактивное вещество; сила реакции (отдача) продуктов распада вещества сообщает движение КА. Теоретически с 1 м² площади такого Р. п. можно получить тягу в неск. десятков мкН при уд. импульсе 10^6 м/с. Создание же Р. п. с тягой даже в сотые доли Н при приемлемой массе конструкции представляется проблематичным. Сложными являются вопросы управления работой Р. п., охлаждения конструкции КА и др.

РАДИОИЗОТО́ПНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ, изотопный ракетный двигатель — *ядерный ракетный двигатель* с нагревом *рабочего тела* за счёт энергии радиоактивного распада искусственных изотопов (ядерное горючее) и последующим разгоном полученного высокотемпературного газа в реактивном сопле. Кинетич. энергия частиц — продуктов распада преобразуется в тепловую при их торможении в горючем и окружающей его металлич. оболочке (капсуле).

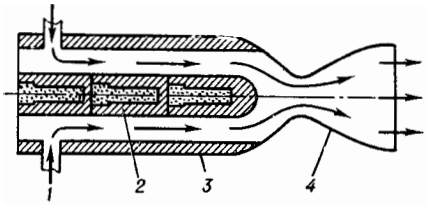


Схема радиоизотопного РД: *1* — рабочее тело; *2* — капсула с ядерным горючим; *3* — теплозащитный кожух; *4* — сопло

Через каждый промежуток времени, равный периоду полураспада ядерного горючего, тепловая мощность Р. р. д. снижается вдвое. Наряду с нач. мощностью и скоростью её изменения, важной характеристикой изотопного горючего является вид испускаемых частиц, несущих энергию. Использование мощных источников гамма-излучения нежелательно по причине их радиационной опасности и необходимости введения в Р. р. д. многослойных теплообменных поверхностей (с целью задерживания гамма-квантов). Т. к. радиоактивный распад — неуправляемый процесс, то изотопное горючее расходуется и в нерабочее время, и может потребоваться охлаждение Р. р. д. от перегрева. Темп-ра нагрева рабочего тела, а значит и уд. импульс Р. р. д. снижаются с увеличением расхода рабочего тела и по мере выхода Р. р. д. на стационарный режим работы. Макс. значение уд. импульса в большой степени ограничено испарением жаропрочных конструкц. материалов (вольфрама и др.), происходящем при нагреве их св. 2500 К в условиях низких давлений, на к-рые рассчитываются Р. р. д. (рабочее давление в камере составляет ~ 0,1—0,2 МПа).

Расчёты показали целесообразность применения Р. р. д. в качестве осн. и вспомогат. двигателей КА. Напр., установка на верх. ступени РН неск. эксперимент. амер. Р. р. д. типа «Пудл» вместо ЖРД позволит увеличить массу груза, выводимого на геосинхронную орбиту, на 30% и более; Р. р. д. должны работать 1 мес, сообщая КА ускорение в диапазоне 0,001—0,01 м/с². Избыточная энергия, выделяющаяся в Р. р. д., может расходоваться для целей энергоснабжения КА. Возможности применения Р. р. д. ограничены самим принципом его работы, не позволяющим получить высокую тяговооружённость ЛА, а также чрезвычайно высокой стоимостью изотопных горючих, трудностью получения их в больших кол-вах и др. Иногда к Р. р. д. относят также гипотетич. *радиоизотопный парус*.

РАДИОИНЕРЦИА́ЛЬНАЯ НАВИГА́ЦИЯ — навигация КА, основанная на комбинированном применении методов *инерциальной навигации* и *радионавигации*, что позволяет определять траекторию КА на любых её участках. На активных участках при сравнительно малой их длительности наиболее эффективно использование инерциальной навигации, а при свободном полёте — радионавигации.

РАДИОКОНТРО́ЛЬ ОРБИ́ТЫ — контроль траектории КА радиотехническими средствами; выполняется обычно радиотехническими станциями *командно-измерительных систем*, находящихся на командно-измерительных пунктах. Р. о. может осуществляться одними наземными устройствами (приём радиосигналов, отражённых КА или излучаемых бортовым радиомаяком) или при взаимодействии бортовых и наземных средств (переизлучение радиосигналов ответчиком, установл. на борту КА). Измерения, выполненные на отд. пунктах, обрабатываются в *баллистических центрах*, к-рые прогнозируют движение КА в интересах решения целевых задач *космической системы*. Р. о. может также выполняться автономными радиотехнич. бортовыми средствами (путём излучения радиоимпульса бортовым излучателем и приёма его бортовым приёмником или путём приёма сигналов радиомаяков, располож. на поверхности планеты).

РАДИОМЕТРИ́ЧЕСКИЕ ИССЛЕ́ДОВАНИЯ ЗЕМЛИ́ — исследования излучения Земли в УФ, видимой, ИК и микроволновой областях спектра с целью определения спектральной, угловой и пространственной структуры радиационного поля Земли. Р. и. З. используются также для *оптического зондирования атмосферы* и облаков. Р. и. З. проводились, напр., на ИСЗ «Космос-45», «Космос-65» (спектральные измерения излучения в ИК области спектра), «Космос-149» и «Космос-320» (измерения отражённой радиации трёхканальными телефотометрами, сканировавшими в двух взаимно перпендикулярных направлениях, а также измерения собств. излучения в области спектра 8—12 и 10—12 мкм), «Космос-243», «Космос-320», «Космос-384» (комплексные измерения собств. излучения спектра в ИК диапазоне 10—12 мкм и в микроволновой области на длинах волн 8; 3; 1,35; 0,8 см). Р. и. З. в видимой и ИК областях спектра проводятся также с ИСЗ серии «Метеор», «ТИРОС», «Нимбус» и др.

РАДИОНАВИГАЦИО́ННЫЙ МАЯ́К — источник радиоизлучения, служащий, например, для определения орбит КА, на к-рых установлены соответствующие приёмные устройства. Р. м. могут быть расположены на поверхности планеты или на других КА. Теоретически для определения параметров орбиты КА относительно вращающейся планеты достаточно одного Р. м. (если он расположен не на полюсе). Но т. к. зона захвата излучения одного Р. м. соответствует сравнительно небольшому участку траектории КА, для повышения точности определения орбиты КА устанавливают несколько Р. м. таким образом, чтобы их зона радиовидимости охватывала как можно большую часть траектории КА. Возможно также одновременное использование неск. Р. м.

РАДИОНАВИГА́ЦИЯ космического аппарата — метод *навигации космической*, использующий радиосредства для получения исходной информации о движении КА. В автономной системе Р. необходимыми элементами являются приёмник и излучатель радиосигналов. По времени прохождения излучённого радиоимпульса до цели и от цели к приёмнику определяется расстояние от КА до цели; по изменению частоты принятого сигнала (*Доплера эффект*) вычисляют одну из составляющих вектора скорости КА. Целью направленного излучения может быть к.-л. точка облетаемой планеты, напр., находящаяся на местной вертикали (в этом случае непосредственно измеряется высота КА относительно поверхности планеты), другой КА, движение к-рого полностью определено, или космич. зонд, запускаемый с борта КА. Отличием автономной системы Р. является то, что на борт КА либо не поступает никаких др. навигац. радиосигналов, кроме тех, к-рые были порождены собств. источником, либо используются сигналы, приходящие от спец. автоматически действующих *радионавигационных маяков*, расположение к-рых на поверхности планеты (или на др. КА) точно известно. В неавтономных системах Р. расстояние измеряется путём посылки радиоимпульса из располож. вне КА источника излучений и приёма возвращённого сигнала, а составляющая вектора скорости определяется по изменению частоты сигнала, идущего от бортового источника радиоизлучения. Недостаток автономной Р.— возможность её применения лишь на сравнительно малых расстояниях от поверхности планеты или др. КА и зондов, т. к. с ростом расстояния требуется посылка всё более мощных сигналов, для чего необходимы соответствующие установки, масса к-рых приблизит. пропорциональна потребляемой мощности. Р. применяется на КА в сочетании с др. методами навигации (астронавигацией, инерциальной навигацией и др.), позволяющими определять траекторию полёта и на удалённых от планеты участках траектории.

РАДИОПРОЗРА́ЧНОСТЬ АТМОСФЕ́РЫ — см. *Распространение радиоволн*.

РАДИОТЕЛЕМЕТРИ́ЧЕСКАЯ СИСТЕ́МА — радиотехническое средство *наземного автоматизированного комплекса управления*, предназначенное для передачи с КА и регистрации в наземной аппаратуре информации о функционировании бортовых устройств КА, о параметрах наблюдаемых объектов, космического пространства и о медико-биологических данных, характеризующих жизнедеятельность космонавтов в полёте. Задачи, решаемые Р. с.: сбор измерит. информации от источников (датчиков) на борту и преобразование её в форму, удобную для передачи по радиолинии; передача телеметрич. информации с борта по ра-

диолинии, приём её на Земле, обработка и представление в форме, удобной для потребителя.

На начальных этапах освоения космич. пространства доставляемая информация анализировалась человеком непосредственно или с помощью ЭВМ, затем делались выводы и принимались решения. По мере внедрения *автоматизированных систем управления* (АСУ) КА Р. с. становится частью контура управления. *Математическое обеспечение* информационно-вычислит. комплекса АСУ позволяет осуществлять диагностику КА и его систем в процессе поступления информации в реальном масштабе времени.

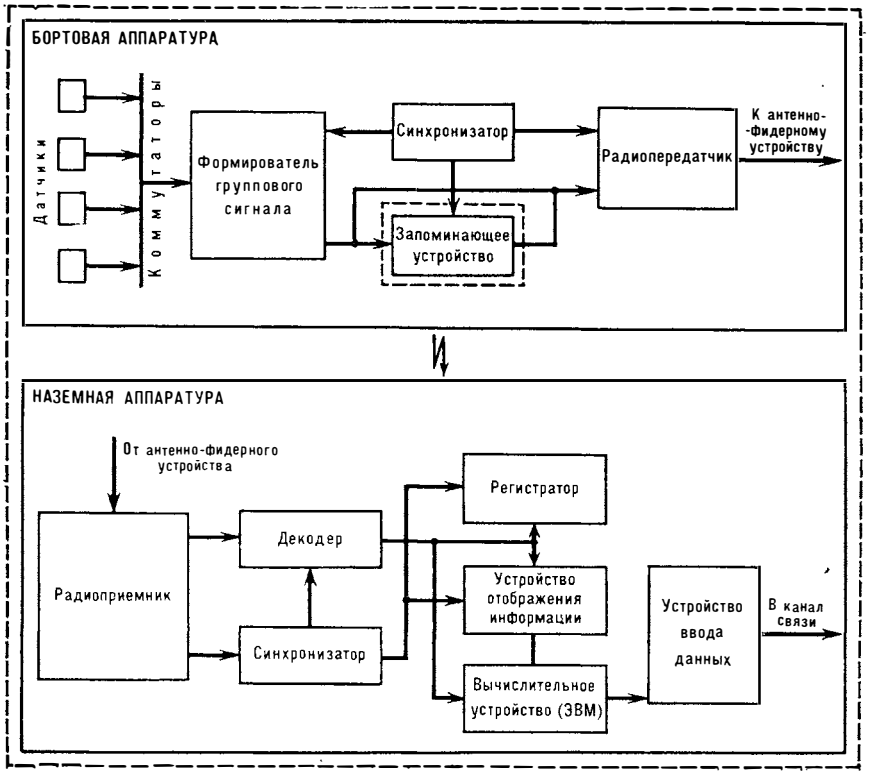
В состав Р. с. входят преобразователи измеряемых параметров в электрич. сигналы (датчики), аппаратура коммутации, формирования и передачи информации по радиолинии; наземные, самолётные и корабельные приёмно-регистрирующие станции. Р. с. представляет собой пространственно-разнесённую многоканальную информационно-измерит. систему, передающую и принимающую информацию о большом числе контролируемых параметров. В Р. с. применяется частотное, временно́е, частотно-временно́е и адресное разделение каналов. При частотном разделении каналов информация передаётся одновременно по многим неперекрывающимся полосам частот. При временно́м разделении каждому каналу предоставляется временно́й интервал, в пределах к-рого осуществляется передача значений параметров. При адресном разделении каналам приписываются адреса в виде селектирующих кодов. Обобщённая блок-схема Р. с. приведена на рис. В состав бортовой аппаратуры Р. с. могут входить запоминающие устройства (ЗУ), предназнач. для накопления информации на участках полёта, где отсутствует связь между КА и наземными станциями. Накопленные в ЗУ данные передаются после вхождения в связь с наземной станцией по команде с Земли либо по заложенной на борту КА программе. Вычислит. устройства (стандартные или специализированные), входящие в состав наземных станций, предварительно обрабатывают информацию на пункте приёма с целью сокращения избыточности передаваемой по каналам связи информации и регистрируют её в виде, удобном для последующего анализа.

По назначению Р. с. классифицируются на оперативные (входящие в контур управления систем командного телеуправления) и регистрирующие (для документальной регистрации результатов измерений с последующей неоперативной обработкой информации). Оперативные Р. с. наз. системами телесигнализации (ТС), а регистрирующие — системами телеизмерений (ТИ). Системы ТС служат для получения данных о состоянии КА, контроля за выполнением заданных программ, передачи обобщённой информации после обработки на борту КА и т. д.; ТС требуют передачи небольших потоков сообщений и входят в состав *командно-измерительной системы*. Системы ТС применяются в контурах управления штатных эксплуатируемых космич. систем, а системы ТИ — в процессе лётных испытаний. Наиболее характерными показателями систем ТИ являются: число каналов для одновременной передачи данных, способ разделения и коммутации каналов, частота опроса параметров, погрешность измерений, способ модуляции, дальность действия и т. д. Наиболее распространены Р. с. с применением временно́го разделения каналов (ВРК) и частотного разделения каналов (ЧРК). В радиолиниях передачи информации применяют две или три ступени модуляции на несущей и поднесущей частотах. В системах с ЧРК используют все виды непрерывной модуляции сигналов: амплитудную, частотную и фазовую. В системах с ВРК применяют импульсные виды модуляции вместе с обычными: амплитудно-импульсную, широтно-импульсную, фазово-импульсную и кодово-импульсную. По ширине передаваемого частотного спектра радиосигналов различают Р. с. для измерения медленно меняющихся параметров (темп-ры, давления и др.) и системы для измерения быстро меняющихся параметров (например, вибрация с частотой до сотен Гц). Требуемая точность измерения параметров определяется видом информации. В основном среднеквадратические погрешности оцениваются в пределах 0,1—1% от значения измеряемой величины. Широкое применение получили адресные системы с цифровым методом передачи информации, позволяющие наиболее оптимально согласовать информационный поток с энергетическими характеристиками радиолиний. В перспективе — применение систем с адаптивным принципом передачи информации, к-рые позволяют изменять программу измерений, регулировать число измеряемых параметров, частоту опроса, точность и т. д. в зависимости от внутр. и внеш. факторов функционирования КА. Их использование устранит избыточность передаваемых сообщений, повысит надёжность и достоверность получаемой информации.

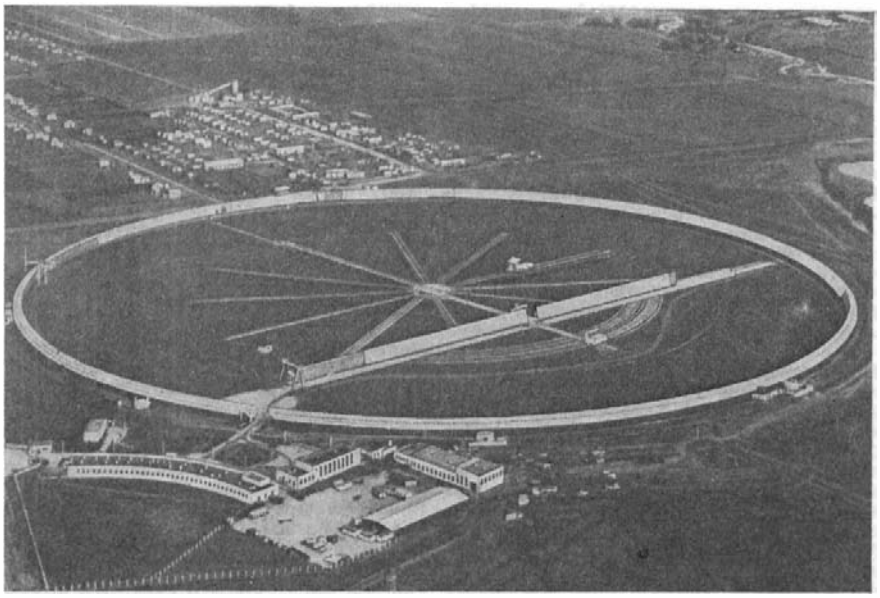
Особое значение в Р. с. придаётся устройствам регистрации информации. Наиболее распространена регистрация на бумажную (наиболее важные параметры для оперативного анализа) и магнитную (весь поток информации) ленту, с к-рой в последующем может быть многократно воспроизведён любой параметр или их сочетание. Регистрация на магнитную ленту получила широкое применение ввиду её большой ёмкости, высокой скорости записи и воспроизведения информации, практически неограниченного срока хранения, возможности сопряжения устройств записи с ЭВМ и аппаратурой передачи данных по каналам связи.

И. В. Мещеряков.

Блок-схема радиотелеметрической системы



РАДИОТЕЛЕСКО́П — астрономический инструмент для исследования небесных тел методами *радиоастрономии* и радиолокации. Состоит из антенной системы и радиоприёмного устройства — радиометра. Антенны м. б. поворотными, с огранич. поворотом и неподвижными. Р. делятся на два больших класса — рефлекторы и многоэлементные системы. Диаметры нек-рых наиболее крупных рефлекторов: 305 м, неподвижный, сооружён США в кратере вулкана в Ресибо (Пуэрто-Рико); 100 м в Эффельсберге близ Бонна (ФРГ); 90 м в Грин-Бэнке (США); 64 м в Парксе (Австралия); 76 м в Джодрелл-Бэнке (Великобритания); 70 и 22 м в Крыму и 22 м в Серпухове (СССР). Весьма распространены многоэлементные системы типа «Крест Миллса», напр. советские харьковский (Т-образная антенна 1800 × 900 м, состоящая из 2040 широкополосных вибраторов) и в Пущино (крест из двух цилиндров 1000 × 1000 м), австрийский в Калгурре, состоящий из 96 параболоидов диам. 13 м, располож. по кольцу диам. 3 км, работающие преимущественно в метровом и дециметровом диапазонах. Высокое разрешение (~ 0,5″) достигается в Р., созданных на принципе т. н. синте-

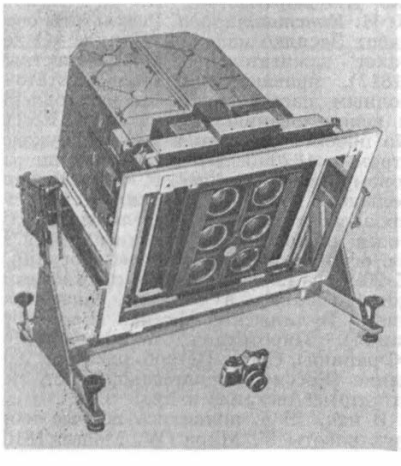


Радиотелескоп РАТАН-600

зированных антенных решёток. Наиболее высокое разрешение достигается в т. н. радиоинтерферометрах, причём разрешение растёт с ростом их базы. Напр., для системы двух Р. в Симеизе (Крым, СССР) и в Голдстоне (США) — база 9485 км — достигнуто разрешение 0,0001″. В Пулковской обсерватории успешно работает в диапазоне волн 2—30 см Большой пулковский Р. (БПР), антенна к-рого представляет собой отражатель переменного профиля 135 × 3 м. В СССР сооружён гигантский кольцевой Р. АН СССР диам. 600 м (РАТАН-600), построенный по типу БПР. Его разрешающая способность — несколько...″, чувствительность по потоку 10^{-28} — 10^{-29} Вт/(м²·Гц). РАТАН-600 работает в диапазоне от миллиметровых до дециметровых длин волн.

«РА́ДУГА» — международный космический эксперимент по отработке методов и средств многозонального фотографирования Земли для изучения природных ресурсов и окружающей среды. Эксперимент проводился с помощью шестиканальной фотокамеры МКФ-6, разработанной совместно специалистами СССР и ГДР и изготовленной на Народном предприятии ГДР «Карл Цейс Йена». Фотокамера была установлена в фотоотсеке КК «*Союз*-22». МКФ-6 работает на четырёх участках в видимой и на двух — в ближней ИК области спектра и имеет высокую разрешающую способность. На кадре размером 55 × 80 мм при высоте полёта 250—260 км фиксируется площадь размером ~ 19 000 км². Одна зарядка кассет позволяет получить св. тысячи кадров в каждом канале. Во время полёта КК «Союз-22» проводилось фотографирование территории СССР, ГДР и др. социалистич. стран. Полученные во всех шести каналах фотоснимки синтезировались на многокамерном синтезирующем проекторе МСП-4, также разработанном совместно специалистами ГДР и СССР и изготовленном на Народном предприятии «Карл Цейс Йена». В результате синтезирования получены цветные фотографии (в условных цветах), позволяющие по яркости в разл. спектральных диапазонах распознавать физ. свойства и состояние изучаемых земных объектов и образований. Многозональная аппаратура МКФ-6М была установлена также на орбит. станциях «Салют-6» и «Салют-7» для фотографирования отдельных р-нов земной поверхности и акватории Мирового океана. Материалы многозональной фотоинформации используются в различных отраслях народного хозяйства (геология, лесное и сельское х-во, океанология и др.).

Многозональный фотоаппарат МКФ-6



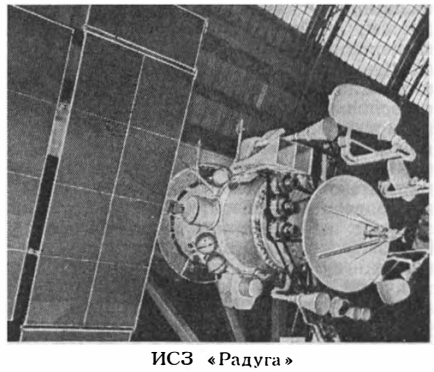
«РА́ДУГА» — наименование советских связных ИСЗ для непрерывной круглосуточной ретрансляции на сеть станций «*Орбита*» цветных и чёрно-белых ТВ программ и осуществления дальней телефонной и телеграфной связи. ИСЗ «Р.» выводится на близкую к стационарной круговую орбиту высотой над поверхностью Земли ~ 36 000 км. ИСЗ на такой орбите позволяет обеспечить круглосуточную связь со всеми населёнными пунктами, находящимися на терр. СССР. «Р.» имеет ДУ для коррекции орбиты, проводимой с целью перемещения спутника в расчётную точку над поверхностью Земли. Многоствольная ретрансляц. аппаратура связи работает в сантиметровом диапазоне радиоволн. Мощность ретранслятора ок. 8 Вт. На спутнике имеется трёхосная система точной ориентации, в к-рой используются гиросиловой стабилизатор и РД малой тяги, система энергоснабжения с независимым наведением панелей с СБ на Солнце. Масса ИСЗ «Р.» 2 т; представляет собой цилиндр дл. ~ 5,5 м, с макс. диам. ~ 2,5 м. Размах панелей СБ ~ 9,5 м.

ИСЗ «Р.» запускаются 4-ступенчатой РН «Протон».

РАЗГО́ННЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — то же, что *маршевый ракетный двигатель*.

РАЗГРУ́ЗКА инерционных исполнительных органов системы ориентации — см. *Гашение кинетического момента*.

РАЗДЕЛЕ́НИЯ СИСТЕ́МА — совокупность средств для разделения ступеней



ИСЗ «Радуга»

Запуски ИСЗ «Радуга»

Международный регистрационный индекс	Дата запуска	Параметры орбиты		
		высота круговой орбиты, км	период обращения, ч	наклонение, град.
«Стационар-1»	22.12.1975	35 800	23 ч 53 мин	0,3
«Стационар-1»	11. 9.1976	35 900	24 ч	0,3
«Стационар-2»	24. 7.1977	36 600	24 ч 37 мин	0,4
«Стационар-2»	19. 7.1978	36 590	24 ч 38 мин	0,5
«Стационар-1»	25. 4.1979	36 000	24 ч 2 мин	0,4
«Стационар-2»	20. 2.1980	36 610	24 ч 38 мин	0,4
«Стационар-3»	5.10.1980	36 000	24 ч 4 мин	0,4
«Стационар-3»	18. 3.1981	36 590	23 ч 57 мин	0,4
«Стационар-3»	31. 7.1981	36 690	24 ч 37 мин	0,4
«Стационар-3»	9.10.1981	35 900	24 ч 2 мин	0,4
«Стационар-3»	26.11.1982	36 640	24 ч 40 мин	1,3
«Стационар-3»	8. 4.1983	35 870	24 ч	1,3
«Стационар-3»	26. 8.1983	36 617	24 ч 38 мин	1,3

С. Райд

РН, отделения головного обтекателя, разгонных блоков, отсеков и элементов КА. В общем случае в Р. с. входят: узлы сопряжения разделяемых элементов; средства обеспечения движения отделяемой части; система управления разделением. В качестве узлов сопряжения используются пироболты, замки разл. типов. Существуют схемы Р. с., предусматривающие разделение с разрушением элементов неразъёмной конструкции (напр., с использованием пироножа или пирошнура — удлинённого кумулятивного заряда). В качестве средств обеспечения движения применяются толкатели пружинного, пневматич. или пиротехнич. типов; для пневмотолкателей рабочим телом могут служить газы высокого давления, а также низкого давления (остающиеся после функционирования других систем). Р. с. может содержать также РДТТ (напр., на КК «*Союз*» имеется РДТТ для отделения головного обтекателя), вспомогательные ЖРД. Разделение может осуществляться стравливанием газа через сопла (напр., при отделении первой ступени РН «Восток» применялись сопла, работающие на газе наддува топливных баков). Как правило, для выдачи команд на Р. с. используется осн. система управления бортовым комплексом КА; в ряде случаев — специализир. подсистемы управления разделением или комбинированные системы. Р. с. в РН имеют ряд особенностей, определяемых принципиальной компоновочной схемой ракеты, и реализуют либо параллельное разделение ступеней (напр., одноврем. отделение 4 ракетных блоков РН «Восток», составляющих первую ступень), либо последовательное (напр., отделение второй ступени РН «Восток»). По способу запуска ДУ различают «горячее» разделение, когда команда на запуск РД последующей ступени выдаётся до или в процессе выключения РД предыдущей ступени, и «холодное» разделение, когда РД запускается по истечении нек-рого времени с момента выключения РД предыдущей ступени. Р. с. КК, как правило, включает РДТТ большой тяги для увода (в случае необходимости) спускаемого аппарата или всего КК от РН (см. *Аварийного спасения система*). Отделению обитаемых отсеков КК обычно предшествуют ряд подготовит. операций (напр., перед отделением бытового отсека КК «Союз» сбрасывается давление из отсека, перед отделением спускаемого аппарата отделяются кабель-мачты между этим аппаратом и приборным отсеком). Принципы построения и характеристика Р. с. определяются массовыми, геометрич. характеристиками, параметрами движения КА и разделяемых элементов, а также рядом др. факторов, учитывающих особенности КА (напр., ограничение угловых скоростей, перегрузок, действующих на космонавтов).

Б. П. Сотсков.

РАЙД (Ride) Салли (р. 1951), космонавт США, первая из женщин США, совершившая полёт в космос. Получила степень бакалавра наук (1973), магистра наук по физике (1975), доктора философии в Станфордском ун-те (1978). С 1978 в группе космонавтов НАСА. 18—24 июня 1983 совм. с Р. *Криппеном*, Дж. *Фабианом*, Ф. *Хауком*, Н. *Тагардом* совершила полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Челленджер») в качестве специалиста по операциям на орбите. Полёт продолжался 6 сут 2 ч 24 мин 10 с.

РАКЕ́ТА — летательный аппарат, движущийся за счёт реактивной силы, возникающей при отбрасывании части собственной массы. Р.— осн. вид ЛА, полёт к-рого не требует обязательного наличия атмосферы, что позволяет использовать Р. в качестве технич. средства для достижения космич. пространства.

Историческая справка. Появление пороха ок. 10 в. предопределило изобретение Р. Единый термин «ракета» появился в Европе в 15—16 вв. и происходит от итал. слова rocchetta, букв.— маленькое веретено (из-за внешнего сходства ракеты-шутихи с веретеном). До 16 в. Р. обозначались у разных народов разл. терминами — «летящие огненные стрелы» (кит.), «летящий огонь» (ignes volans — лат., wildfire, flying fires — англ.). Предшественницей пороховой Р. считают обыкнов. стрелу, к древку к-рой прикреплялся мешочек или трубка (гильза) с горючим составом (зарядом). Это была ещё зажигательная стрела, а не Р., т. к. горение состава не создавало реактивный эффект. С изменением формы заряда (что привело к появлению реактивного эффекта) полёт стрелы-Р. происходил за счёт реактивной силы, а применение лука или бросание рукой уже не увеличивало существенно дальность полёта. Так появилась пороховая Р., к-рую начали применять в Китае, Индии, араб. странах. В кит. хронике, повествующей об осаде Пекина монголами в 1232, приводятся первые сведения об использовании Р. китайцами. В Китае в 16—17 вв. Р. выполнялись в виде бамбукового штока дл. 0,5—0,9 м, к к-рому крепилась бамбуковая гильза (двигатель Р.) дл. 8—10 см. Дальность их полёта не превышала 400 м. В этот период в Китае применялось не менее восьми разл. типов сигнальных и боевых Р.

В 13 в. первые сведения о пороховых Р. проникли в Европу и встречаются в рукописях Максима Грека, Альберта Великого, Р. Бэкона. В кон. 14 — нач. 16 вв. в Европе были известны уже неск. типов Р.; в книге К. Кизера (K. Kyeser, Германия), датируемой не позже 1405, упоминаются три типа Р. (вертикально взлетающая, передвигающаяся по поверхности воды, по канату) и приводится рисунок запуска Р. с пускового станка. В книге Дж. Фонтаны (G. Fontana, Италия, 1420) излагается подробное описание ряда проектов Р. Описание Р. содержится в итал. хрониках 14 в.

С кон. 14 в. Р. начали применяться в воен. целях в Европе (Италия, затем Франция). Наиболее ранние известные упоминания об использовании Р. на Украине относятся к 1516 (под Белгородом) и в России — к 1675 (Устюг). В 15 в. Р. в осн. применялись для увеселит. целей в фейерверках и иллюминациях. Они представляли собой картонную гильзу, в верхней части к-рой находился полезный груз (звёздки). Остальную часть занимала ракетная камера с порохом, являющаяся одновременно камерой сгорания. Для стабилизации Р. в полёте к гильзе крепился деревянный шток, к-рый, испытывая воздействие встречного потока воздуха, обеспечивал сохранение определ. положения продольной оси. Масса фейерверочных Р. не превышала 1 кг.

В 16—17 вв. во мн. странах Европы разрабатывались более совершенные конструкции Р. и рецептуры порохов. Этим вопросам посвящены книги В. Бирингуччо (V. Biringuccio, 1540), Л. Фронспергера (L. Fronsperger, 1557), И. Шмидлапа (J. Schmidlap, 1561), Л. Колладо (L. Collado, 1592), О. Михайлова (1621), Ж. Апье (J. Appier, 1630), К. *Семеновича* (1650) и др. Наиболее значительные сведения о *составных ракетах*, *ракетных блоках*, Р. с дельтаобразным стабилизатором приведены в рукописи К. Хааса (C. Haas, сер. 16 в.). В 17 в. проводятся первые испытания больших по тому времени Р. со стартовой массой 22,6 и 54,4 кг (см. табл.), расширяется сфера их применения. Р. начинают использовать для вооружения мор. судов, охоты на китов (гарпунные Р.), возникает пром. изготовление Р. Орг-ция ракетного дела в России связана с созданием в нач. 80-х гг. 17 в. моск. «Ракетного заведения». Значит. развитие Р. как оружие получили в Индии. В кон. 18 в. использовались боевые Р. не менее двух калибров массой 2,7—5,4 кг с металлич. гильзой дл. ~ 0,3 м и ракетным штоком дл. 3—3,5 м, с дальностью полёта 1,5—2,5 км. Изготовлялись также Р. и с большей массой (12 кг), но случаи их использования неизвестны. С кон. 18 в. наблюдается повышенный интерес к боевым Р. в Европе. В 1791—98 опыты по произ-ву боевых зажигат. Р. проводили франц. инженеры-пиротехники Рюджери (Ruggiery), Белер (Belair), Шевалье (Chevalier). В 1799 М. Дюкарн-Бланжи (M. Ducarne-Blangy, Франция) испытывал спасат. Р., предназнач. для переноса троса с берега на судно или с судна на берег, находящегося на расстоянии до 500 м.

В нач. 19 в. У. *Конгрев* обобщил предшествующий опыт ракетостроения и внёс значит. вклад в развитие ракетной техники того времени. Он установил влияние скорости истечения газов и их расхода на скорость полёта Р., предложил в головную часть помещать взрывчатое вещество, заменил бумажный корпус Р. металлическим. Им же разрабатывались спасат. и гарпунные Р., а также Р. со значит. стартовой массой в 225 и 450 кг. В результате работ Конгрева дальность полёта Р. увеличилась до 2,9—3,1 км. В нач. 19 в. Р. как оружие получили распространение в др. европ. странах — Австрии, Венгрии, Голландии, Греции, Дании, Испании, Италии, Пруссии, Польше, Франции, Швеции.

В России развитие Р. связано с именами И. Картмазова, А. Д. *Засядко*, К. И. *Константинова*. Результаты своих работ Засядко изложил в труде «О деле ракет зажигательных и рекошетных» (1817), явившемся первым достаточно полным наставлением по изготовлению и использованию боевых Р. в России. По проекту Засядко и под его руководством в 1820 был построен з-д по массовому изготовлению Р. Константинов большое внимание уделил технологии произ-ва и сборке Р., увеличению дальности их полёта и кучности падения, науч. основам расчёта и проектирования Р. С 20-х гг. 19 в. создаются первые исследоват. центры в области ракетостроения — Вулиджский арсенал (Великобритания), Пиротехнич. школа в Мене (Франция), Санкт-Петерб. ракетное заведение (Россия), Ракетенсдорф под Нойштадтом (Австрия) и др.

В нач. 19 в. появились первые теоретич. работы У. Мура (W. Moore, 1810—

1812), М. Монжери (M. Montgery, 1825), И. Хойера (J. Hoyer, 1827) и книги, посвящённые проблемам создания пороховых Р. и их использованию: «Заметки о боевых ракетах» Дж. Хьюма (J. Hume, 1811), «Основные элементы ракетных систем» Конгрева (1814), «О боевых ракетах» Константинова (1864) и др. Применялись новые типы Р., в т. ч. и для хоз. нужд (в осн. на море): с 20-х гг. широко использовались гарпунные Р., с 30-х гг.— спасат. Р., во второй пол. 19 в.— спасат. Р.-тандемы, состоящие из двух располож. друг за другом снарядов, стартующих последовательно. Ракеты Константинова и Э. Боксера (E. Boxer) могли надёжно доставлять трос на большие расстояния и нести якорь. В 1834—38 рус. инж. К. А. Шильдер провёл успешные пуски Р. из-под воды (с подводной лодки). С 30-х гг. 19 в. значит. усилия направлялись на улучшение характеристик боевых Р., увеличение дальности их полёта и кучности падения и отказ от использования штока (к-рый ухудшал эксплуатац. качества Р. и часто являлся причиной её отклонения от заданной траектории полёта). Разрабатывались Р., запускаемые из арт. орудия, Р., стабилизируемые вращением, получающие движение вокруг продольной оси за счёт наличия на корпусе выступов, входящих в спиральные пазы пусковой трубы. Проблему создания бесштоковой Р. в 1844 удалось разрешить У. *Гейлу*, предложившему стабилизировать Р. в полёте тангенциально располож. соплами для придания Р. вращат. движения за счёт истекающих газов. Его Р. со стартовыми массами в 2,7 и 7,2 кг достигали дальности полёта 1,5—2 км и получили в нек-рых странах распространение.

С сер. 19 в. рус. изобретатели и конструкторы (И. И. Третеский, Н. М. Соковнин, Н. А. Телешев) начали работать над возможностью применения принципа реактивного движения к ЛА. В их проектах аппараты нуждались в атмосфере как в опорной среде и предназначались лишь для полётов в низших её слоях. Совершенно на ином принципе был основан ЛА Н. И. *Кибальчича*: подъёмная сила создавалась при помощи порохового *ракетного двигателя* (РД), действие к-рого не зависело от состава окружающей среды. Предложенный им «воздухоплавательный прибор» (1881) был, по существу, первым в России проектом ракетного ЛА, принципиально пригодного для полётов в безвоздушном пространстве. В 1891 Г. *Гансвиндт* предложил для полёта в космос проект ЛА с *ракетным двигателем твёрдого топлива*.

Первым, кто научно доказал возможность использования реактивного движения для полётов в космосе, был К. Э. *Циолковский*. В статье «Исследование мировых пространств реактивными приборами» (1903) и в последующих работах он обосновал реальность технич. осуществления космич. полётов при помощи Р., указал пути развития ракетостроения и космонавтики, дал схемы жидкостных Р. и *жидкостных ракетных двигателей* (ЖРД). Высказанные Циолковским технич. идеи находят применение при создании совр. РД и ракет. Начало 20 в. явилось периодом формирования (часто в первом приближении) мн. физико-технич. проблем космич. полёта и выдвижения возможных конструкций Р., в решение к-рых большой вклад, кроме Циолковского, внесли учёные и инженеры мн. стран.

В 1913 Р. *Эно-Пельтри* опубликовал труд «Соображения о результатах неограниченного уменьшения веса моторов» — первую зарубежную работу по теории космонавтики. В 1919 Р. *Годдард* в работе «Метод достижения предельных высот» изложил результаты своих теоретич. и экспериментальных исследований в области создания Р. Мн. вопросы теории космич. полёта и ракетостроения нашли новое решение в трудах Ю. В. *Кондратюка* (1919—29). В первой пол. 20-х гг. появились работы Г. *Оберта* «Ракета в космическое пространство» (1923), Ф. А. *Цандера* «Перелёты на другие планеты» (1924) и В. *Гомана* «Возможность достижения небесных тел» (1925), к-рые имели большое значение для последующего развития ракетостроения и космонавтики. Образовывались первые обществ. орг-ции по пропаганде идеи межпланетных полётов: Общество изучения межпланетных сообщений (СССР, 1924), Общество межпланетных сообщений (Германия, 1927), Комитет по астронавтике Астрономич. об-ва Франции (1927), Американское ракетное общество (США, 1930) и др. Издавались первые науч. журналы по ракетно-космич. технике (напр., журнал «Die Rakete», Германия, 1927). Одновременно с разработкой теории космонавтики проектировались и изготавливались модели ЖРД и запускались экспериментальные Р., начиная с 1926. Первые Р. с ЖРД имели невысокие характеристики, но их полёты подтвердили реальную возможность использования Р.

С кон. 20-х — нач. 30-х гг. к разработке жидкостных Р. и ЖРД приступили первые гос. ракетные н.-и. и опытно-конструкторские орг-ции *Газодинамическая лаборатория*, *Реактивный научно-исследовательский институт* и обществ. орг-ция *Группа изучения реактивного движения*. В результате в разл. странах было разработано мн. проектов конструкций Р. (нек-рые из них реализованы, и проведены пуски Р.), что позволило накопить определ. опыт и создать кадры специалистов.

В нач. 40-х гг. в Германии была создана Р. *Фау*-2, в кон. 40-х гг. в СССР — Р-1 (гл. конструктор С. П. *Королёв*). Последующее развитие Р. пошло по пути увеличения её стартовой массы и массы полезного груза, а также дальности полёта. В 1948 состоялся первый полёт экспериментальной 2-ступенчатой Р. «*Бампер*». Во второй пол. 50-х гг. произошёл переход от одноступенчатых Р. к многоступенчатым, Р. стала важнейшим средством для исследования космического пространства (см. *Космонавтика*).

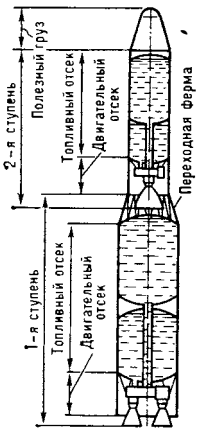
Конструктивные особенности современных ракет. Существует много разл. типов Р. Большинство Р. снабжены системой управления, к-рая обеспечивает полёт по требуемой траектории. Неуправляемыми обычно являются лишь боевые Р. с небольшой дальностью полёта (десятки км), относящиеся к тактическим и стартующие с наклонных направляющих, а также нек-рые типы *метеорологических ракет* и *геофизических ракет* с вертик. стартом. Среди управляемых Р. большую группу составляют *баллистические ракеты*, движение к-рых, за исключением сравнительно небольшого *активного участка* управляемого полёта с работающими РД, происходит по траектории свободно брошенного тела (*баллистической траектории*). К этой группе, напр., относятся оперативно-тактич. и стратегич. боевые Р. класса «земля — земля» и «корабль — земля» с дальностью полёта от сотен до неск. тыс. км, а также *ракеты-носители* (РН) для выведения в космос в качестве полезного груза разл. по назначению *космических аппаратов* (КА). Существуют также управляемые Р. (напр.,

Некоторые характеристики пороховых ракет 17—18 вв.

Страна	Годы применения	Диаметр, см	Стартовая масса, кг	Масса топлива, кг	Дальность полёта, м	Высота траектории, м	Скорость полёта, м/с	Тяга, Н	Время работы двигателя, с	Тип ракеты
Германия	1668	10	22,6	6,0	3582	662	189	2000	2	Зажигательная
Германия	1668	10	54,4	29	3721	667	193	4000	2	То же
Германия	1730	10	42,2	10,4	443	58	69	1500	2	»
Индия	18 в.	5	5,4	1,2	2080	362	144	380	2	Метательная
Великобритания	1804—13	6,3	10	2,5	2100	269	162	760	2	То же
Великобритания	1804—13	6,3	10	2,5	3100	565	175	830	2	»
Великобритания	1804—13	8,9	14,5	3,6	2700	973	168	970	2,5	Зажигательная
Франция	1814—30	8,9	8,0	2,1	3000	153	166	520	2,5	Шрапнельная
Франция	1814—30	5	3,3	0,9	1200	45	210	250	2,5	Гранатная
Франция	1814—30	6,3	9,5	2,5	2400	521	168	760	2	Зажигательная
Франция	1814—30	6,3	18,8	4,5	100	5	55	650	1,5	То же
Россия	1817	10,2	16,2	5,17	2660	822	167	1230	2	»
Россия	1817	10,2	16,2	5,17	1970	388	148	1100	2	»
Россия	1817	5	5,8	1,29	1580	168	144	400	2	Зажигательная
Австрия	1820-е	5	2,64	0,7	1420	89	183	177	2,5	Гранатная
Австрия	1820-е	5,2	2,96	0,8	225	2	204	530	1	Шрапнельная
Швейцария	1830—40	5	2,45	0,6	3000	528	171	200	2	Метательная
Швейцария	1830—40	5	2,45	0,7	1300	52	233	500	1	То же
Греция	1840-е	5	2,78	0,8	1040	21	203	200	2,5	Гранатная
Россия	1850-е	5	4,8	1,2	600	6	305	1000	1	Рикошетная
Россия	1850-е	8,9	14,4	9	1460	21	401	1900	2	То же

крылатые ракеты), к-рые на значит. части или на всей траектории испытывают действие аэродинамич. *подъёмной силы*, т. е. их траектория не является баллистической.

По числу ступеней Р. делятся на одноступенчатые и составные (многоступенчатые). Одноступенчатая баллистич. Р. состоит из полезного груза и ракетного блока, образованного в общем случае из *ракетной двигательной установки* с *топливным отсеком* с запасом химического *ракетного топлива*, системой подачи топлива, системы управления и силовых элементов конструкции. Осн. характеристика баллистич. Р. — идеальная скорость, к-рая может быть достигнута в конце активного участка при движении по прямой (вне атмосферы и поля земного тяготения) под действием только силы тяги ракетного двигателя. Эта скорость пропорциональна *удельному импульсу тяги* и зависит от отношения массы рабочего запаса топлива к массе Р. в конце активного участка (см. *Циолковского число*). Идеальная скорость, соответствующая решению конкретной технической задачи, наз. *характеристической скоростью*. Напр., для выведения ИСЗ с поверхности Земли на низкую орбиту нужна характеристич. скорость ~ 9,2 км/с, тогда как фактич. скорость на орбите ~ 7,9 км/с.



Конструктивная схема двухступенчатой ракеты с поперечным делением

Одноступенчатая Р. практически не способна обеспечить характеристич. скорость, необходимую для осуществления космич. полёта. Для этой цели используется составная Р., представляющая собой в исходном состоянии первую *ракетную ступень*, к-рая начинает работать с момента пуска. На первом этапе активного участка ракетный блок (или блоки) первой ступени отделяется, разгон полезного груза продолжает вторая ступень и т. д. Составная Р. может сообщить полезному грузу бо́льшую скорость по сравнению с одноступенчатой Р. той же стартовой массы при одинаковом запасе топлива и массе полезного груза. Идеальная скорость составной Р. является суммой идеальных скоростей всех ракетных ступеней.

Различают конструктивные схемы составных Р. с поперечным делением (ракетные блоки ступеней расположены последовательно по высоте Р. и также последовательно вступают в работу), с продольным делением (т. н. пакетная схема, допускающая одноврем. работу блоков разл. ступеней) и комбинированную, сочетающую особенности первых двух систем.

Конструкция Р. существенным образом зависит от её назначения и типа используемых РД. Большинство боевых Р., а также метеорологич. и геофизических снабжаются РДТТ. Для совр. РН осн. тип двигателя — ЖРД с насосной подачей топлива, в т. ч. с дожиганием генераторного газа, вращающего турбину *турбонасосного агрегата* (ТНА). В нек-рых случаях на последней ступени РН оказывается целесообразным применение ЖРД с вытеснит. подачей. При этом наличие гибкой мембраны между жидким компонентом и вытесняющим его газом (или др. устройства) обеспечивает надёжную подачу топлива в камеру ЖРД при его запуске в состоянии невесомости. На последней ступени РН (для вывода межпланетных КА) обычно устанавливается ЖРД с многократным запуском. Для ракетных блоков первых ступеней сов. РН характерны многокамерные РД, имеющие на две или четыре камеры один общий мощный ТНА, что позволяет уменьшить высоту ДУ, а для увеличения тяги первой ступени иногда используются многодвигат. установки. На первой ракетной ступени РН помимо ЖРД применяются в качестве осн. двигателей и РДТТ, а для использования на последующих ступенях РН в качестве осн. двигателей разрабатываются *ядерные ракетные двигатели*, *электрические ракетные двигатели* и другие типы РД, имеющие более высокий уд. импульс (нек-рые из них пригодны для работы только в космосе).

Стремление к повышению идеальной скорости Р. требует создания предельно лёгкой конструкции, что вступает в противоречие с требованием необходимой прочности и жёсткости ввиду действия на Р. внеш. нагрузок и аэродинамич. нагрева. Внеш. нагрузки вызывают в конструкции Р. изменяющиеся в процессе полёта продольные и поперечные усилия и изгибающие моменты, к-рые зависят и от режима колебаний и вибраций, определяемых динамическими характеристиками конструкции Р. и её системы управления.

Осн. силовые элементы конструкции Р. выполняются в виде тонкостенных оболочек из высокопрочных лёгких сплавов или композиционных материалов. В ракетном блоке с ЖРД бо́льшую часть объёма занимает топливный отсек с жидким ракетным топливом, состоящий из баков с *окислителем* и *горючим*. Для РН в качестве окислителя используются жидкий кислород и высококипящие окислители. Благодаря возможности длит. хранения высококипящие окислители применяются и в ЖРД, работающих в космосе (напр., в тормозном РД, предназнач. для схода КК с орбиты при посадке). Высококипящие горючие — несимметричный диметилгидразин, керосин и др. углеводороды или содержащие водород соединения. Эффективно использование в качестве горючего для РН жидкого водорода, но при этом из-за малого значения его плотности заметно увеличивается объём топливного отсека. Баки связаны с ЖРД магистральными трубопроводами и снабжены устройствами для *заправки* и слива компонентов и контроля их уровня. В баках могут быть установлены перегородки для демпфирования продольных и поперечных колебаний топлива во время полёта.

Наиболее распространённой и экономичной по массе является силовая схема топливного отсека с *несущими баками*, стенки к-рых одновременно выполняют роль оболочки корпуса Р. Создавая в таких баках сравнительно небольшое внутр. давление наддува, можно исключить опасную для тонкостенных оболочек потерю устойчивости и одновременно способствовать бескавитац. работе насосов ТНА. При вытеснит. системе подачи компонентов в баках создаётся высокое внутр. давление (больше давления в камере сгорания ЖРД), являющееся осн. нагружающим фактором для их оболочек. В этом случае масса баков оказывается существенно выше, нежели масса баков того же объёма при насосной системе подачи. Стенки несущих баков могут быть гладкими или же иметь продольный (стрингеры) и поперечный (шпангоуты) *силовой набор*, к-рый иногда формируется путём механич. или химич. фрезерования стенки большей исходной толщины. Баки соединяются между собой и с другими частями Р. переходными оболочками (межбаковый и другие отсеки), подкреплёнными обычно стрингерами и имеющими на торце достаточно жёсткий стыковочный шпангоут. В свободном объёме переходных отсеков могут располагаться аппаратура и элементы арматуры баков. Длина топливного отсека неск. сокращается, если он выполняется в виде единой оболочки, объём к-рой делится на полости горючего и окислителя герметичной перегородкой. Для целей стабилизации Р. промежуточная перегородка может разделять пополам полость, занятую одним и тем же компонентом. Напр., для смещения вперёд центра масс Р. передний бак разделяется на две части, причём компонент сначала расходуется из нижней части бака, а затем — из верхней.

В схеме топливного отсека с *подвесными баками* (к-рые могут иметь цилиндрич., сферич., торообразную или иную более сложную форму) они крепятся силовыми узлами к несущему корпусу. С другими отсеками такой корпус соединяется также торцевыми стыковочными шпангоутами. Аналогичную конструкцию имеет *хвостовой отсек*, в к-ром размещаются ЖРД и нек-рые элементы арматуры системы подачи топлива. Опорное кольцо рамы ЖРД обычно соединяется со стыковочным шпангоутом топливного отсека. К нему крепится верх. шпангоут хвостового отсека, а ниж. торцевой шпангоут служит либо для крепления опор, на которые Р. устанавливается на пусковой установке, либо для соединения с ракетным блоком предыдущей ступени (в составной Р. поперечного деления). В последнем случае разделение ракетных блоков может происходить как до включения ЖРД блока последующей ступени путём торможения блока предшествующей ступени вспомогат. РД («холодное» деление), так и при работающем РД на участке спада тяги («горячее» деление).

Управление вектором тяги совр. ЖРД, необходимое для полёта Р. по заданной программе, осуществляется поворотом камеры РД с помощью *управляющих ракетных двигателей* малой тяги и др. В случае многокамерной ДУ управляющий момент можно также создать рассогласованием тяг неподвижных камер, тяга каждой из к-рых регулируется в определ. пределах.

В ракетном блоке с РДТТ роль топливного отсека с запасом твёрдого топлива выполняет корпус РД, а в хвостовом отсеке размещается сопловой блок и оборудование, необходимое для управления вектором тяги. Управление осуществляется либо поворотом одного или нескольких сопел, либо боковым вдувом газа в осн. поток продуктов сгорания в зоне расширяющейся части сопла (раструба), что приводит к газодинамич. асимметрии потока и перераспределению давления на стенки раструба, создавая результирующий управляющий момент относительно центра

масс Р. В процессе работы РДТТ помимо внеш. нагрузок оболочка корпуса нагружается значит. внутр. давлением продуктов сгорания, к-рые образуются при горении *заряда* твёрдого топлива. В крупных РДТТ форма заряда и последовательность его горения таковы, что горячие газы омывают с большой скоростью лишь поверхность соплового днища корпуса и оболочку сопла, а интенсивность теплового воздействия сильно нагретых продуктов сгорания на цилиндрич. часть оболочки корпуса и его переднее днище остаётся сравнительно небольшой в течение почти всего периода работы РД. Тем не менее из-за того, что элементы конструкции корпуса не охлаждаются, их темп-ра после включения РДТТ за счёт аккумулированной теплоты непрерывно повышается и для РД с большой продолжительностью работы может достигнуть недопустимо высокого уровня. Для снижения рабочих темп-р силовые элементы корпуса РДТТ защищаются от непосредств. теплового воздействия горячих газов слоем термоизоляц. покрытия.

Тяга, развиваемая РДТТ, передаётся на последующие отсеки или ракетные блоки (в составной Р. поперечного деления) с помощью переходной стержневой фермы или подкреплённой стрингерами оболочки. Чтобы иметь возможность выключить РД до полного выгорания топлива и отделить корпус РДТТ от головной части боевой Р. или от последующих отсеков и ракетных блоков РН, на его переднем днище могут быть предусмотрены наклонные сопла обратной тяги; при достижении определ. сочетания значения скорости полёта, её направления и координат Р. по спец. команде системы управления эти сопла открываются и направляют газовый поток из камеры сгорания через переднее днище корпуса, создавая обратную тягу, обеспечивающую разделение. В составных Р. пакетной схемы корпус РДТТ или топливный отсек ракетного блока с ЖРД соединяются с другими ракетными блоками силовыми узлами, обеспечивающими передачу на тонкостенные оболочки сосредоточенных усилий. Отделение боковых блоков таких Р. происходит с помощью вспомогат. РД или же благодаря созданию момента относительно опорных узлов за счёт остаточной тяги не полностью выключенных осн. РД отделяемых блоков. При этом боковые блоки расходятся в стороны и отстают в своём поступат. движении от последующей ступени, к-рая продолжает увеличивать скорость полёта. Если отделяемые блоки были связаны с последующей ступенью топливными магистралями, то после отделения предусматривается герметизация соединит. фланцев этих магистралей на продолжающей работать ракетной ступени.

Первая советская РН представляла собой составную двухступенчатую Р. пакетной схемы. На четырёх боковых блоках первой ступени были установлены четырёхкамерные ЖРД *РД-107*, а на второй ступени — также четырёхкамерный двигатель *РД-108*. В 1957—1958 этой РН были выведены на орбиту первые три сов. ИСЗ. Установка на этой РН дополнительной третьей ступени с однокамерными осн. ЖРД и четырьмя управляющими камерами позволила увеличить массу полезного груза (КА), а более лёгким КА обеспечить не только вывод на околоземную орбиту, но и сообщить вторую космич. скорость. Замена третьей ступени на два последовательно соединённых ракетных блока превратила эту РН в 4-ступенчатую. С её помощью были проведены полёты межпланетных КА к Венере и Марсу, продолжены полёты к Луне, причём последняя ступень начинала работать не сразу после включения ЖРД предыдущего блока, а после паузы в процессе движения на низкой околоземной орбите. Та же модификация РН, но без последнего ракетного блока, с форсированным ЖРД 3-й ступени служила 3-ступенчатым вариантом для вывода на околоземную орбиту КК «Восход», а затем КК «Союз» (см. «*Союз*» — РН).

В последующие годы в СССР и США были созданы более мощные РН для вывода в космос межпланетных КА, орбит. станций и др. Совр. РН являются многоступенчатыми составными Р. с разл. конструктивными схемами, со стартовой массой в сотни и тысячи тонн и массой полезного груза, выводимого на низкую околоземную орбиту, св. 100 т (для мощных РН).

Система управления полётом Р. предназначена для получения параметров движения в конечной точке участка выведения, необходимых для выполнения поставленной перед Р. задачи, напр. заданной траектории движения ИСЗ. Одновременно система управления (СУ) должна обеспечивать задачи устойчивости движения и снижения внеш. нагрузок на корпус Р. В простейшем случае траектория выведения Р. задаётся заранее, в более сложных — применяется *терминальная система управления*, к-рая не приводит траекторию к заданной, а допускает существенные отклонения от неё, следя, однако, за тем, чтобы кинематич. параметры в конце активного участка были расчётными. Последний метод требует использования бортовых ЦВМ со сложной логикой управления, но зато расширяет возможность более успешного решения попутных задач (устойчивость, прочность).

Большие размеры совр. Р. и лёгкость их конструкции обусловливают изгибы и поперечные колебания корпуса при прикладывании к Р. моментов управления, напр. от поворота рулевых РД. Эти колебания воспринимаются чувствит. элементами (датчиками) СУ, вырабатывающими сигналы на дополнит. повороты рулевых РД. Если не согласовать частоты и формы упругих колебаний Р. с динамич. характеристиками СУ, то возможно усиление колебаний и разрушение Р. Задача ещё более усложняется наличием в баках Р. постепенно расходуемого топлива. Наряду с поперечными могут возникать и продольные колебания, вызываемые возбуждением переменного режима работы РД. Для борьбы с этими опасными явлениями необходимо оптимальное расположение чувствит. элементов СУ по длине корпуса Р. (с учётом форм его упругой линии), введение в топливные баки и магистрали демпфирующих устройств и надлежащий выбор настройки *автомата стабилизации*, обеспечивающих устойчивость движения Р.

СУ состоит из датчиков, преобразующих устройств и *рулевых машин*. В качестве датчиков обычно используются *гироскопические стабилизированные платформы*, сохраняющие неизменным своё угловое положение относительно неподвижных звёзд и позволяющие измерять углы отклонения корпуса Р. относительно связанной с такими платформами системы координат. На гиростабилизиров. платформах устанавливаются приборы, реагирующие на линейные ускорения в продольном и двух поперечных направлениях. Интегрируя нужное число раз сигналы, снимаемые с этих приборов, можно получить полное представление о кинематике движения Р., в частности о скоростях и сносах в поперечных к траектории направлениях. Значения получаемых с датчика продольных ускорений содержат составляющую земного ускорения, к-рую следует учитывать, поэтому иногда говорят о *кажущейся скорости* Р. В случае применения бортовых ЦВМ возможно создание бесплатформенных СУ. Соответствующие датчики жёстко устанавливаются на борту, поскольку при этом осуществима потребная обработка информации, поступающей с датчиков.

Рулевые машины являются сложным электромеханич. (гидравлическим) приводом для поворотов осн. РД или спец. рулевых РД в соответствии с сигналами, вырабатываемыми преобразующими устройствами. В СУ ракеты могут быть включены и приборы системы управления ориентацией, если в работе многоступенчатой Р. предусматриваются достаточно длит. перерывы между включениями РД ступеней. Помимо осн. задач СУ выполняет и другие функции: подачу питания на нужные приборы, программнологич. управление работой систем Р. Бортовую кабельную сеть обычно включают в состав СУ. Высокие требования, к-рые предъявляются к надёжности СУ, приводят к необходимости дублирования и резервирования наиболее ответств. контуров управления. Иногда этим достигается и увеличение точности всей системы, поскольку появляется возможность учитывать информацию с ряда однотипных и одновременно работающих приборов.

Пуск РН. Пуск совр. РН — сложный технологич. процесс, подготовка к к-рому начинается на *технической позиции* и завершается на *стартовой позиции*. На технич. позиции (в МИК) с помощью спец. комплекса технологич. оборудования производятся сборка и проверка РН, оснащение спец. оборудованием, приборами, заправка и проверка КА с последующей его пристыковкой к РН. После этого РН в горизонтальном (или вертик.) положении с пристыкованным к ней КА перевозится на стартовую позицию. Последняя оборудована подвижными и стационарными агрегатами (*пусковой установкой* и др.), к-рые обеспечивают вместе с комплексом автоматич. и дистанц. систем управления проведение завершающих операций запуска РН. Работы на стартовой позиции производятся в следующем порядке (напр., для РН «Союз»): проверяется и подготавливается ПУ к приёму РН с КА; подаётся и пристыковывается к ПУ транспортно-установочный агрегат с лежащей на его подъёмной стреле РН с КА, к-рый поднимает их в вертик. положение и опускает на подведённые опорные фермы ПУ средним опорным поясом РН; РН с КА оказываются в подвешенном состоянии; опорная стрела транспортно-установочного агрегата отъединяется от РН с КА, и этот агрегат отъезжает с площадки; к РН с КА подводятся кабель-мачты с электрич., пневматич., заправочными, дренажными и др. коммуникациями, фермы обслуживания; производится вертикализация РН и стопорение ПУ; подводятся площадки кабины обслуживания; раскладываются и подключаются коммуникации с последующей их опрессовкой

для проверки на герметичность соединений; включается система термостатирования аппаратуры, проводится предстартовая проверка (испытание) систем и агрегатов РН и КА, *заправка* компонентами топлива и сжатыми газами (при этом управление заправкой и контроль ведутся с пульта системы дистанц. управления); по окончании заправки отстыковываются заправочные коммуникации; объявляется минутная готовность, что свидетельствует об исправности всех систем и агрегатов РН и КА; оператор устанавливает ключ в положение «на старт» и все операции пуска включаются на автоматич. режим с фиксацией их исполнения на пульте пункта; закрываются каналы дренажных коммуникаций топливных баков и производится их наддув; от РН отводятся кабельные мачты с электрич. и подпиточными (дозаправочными) коммуникациями; включается зажигание и начинают работать двигатели РН, набирая тягу, последовательно выходя на предварительный, промежуточный и режим главной ступени; РН с КА отрывается от ПУ, отводятся опорные фермы и на пульте управления загорается транспарант «Старт». Процесс пуска РН завершён. Для пуска разл. типов РН имеются свои *стартовые комплексы*.

Б. В. Раушенбах, В. С. Зарубин, А. Н. Васильев, В. П. Михайлов.

РАКЕ́ТА-НОСИ́ТЕЛЬ (РН) — многоступенчатая (2—5 ступеней) *ракета* для выведения в космос ИСЗ, КК, межпланетных КА, орбитальных станций и других *полезных грузов*. В зависимости от энергетич. характеристик и способности выводить на низкую околоземную орбиту полезный груз определ. массы РН можно условно разделить на следующие классы: лёгкие (полезный груз до 5 т), средние (5—20 т), тяжёлые (20—100 т), сверхтяжёлые (св. 100 т). К лёгкому классу можно отнести РН «Космос», «Скаут», «Тор-Эйбл», «Блэк эрроу», «Диаман», «СЛВ-3», «Авангард», «Торад-Дельта», «Тор-Аджена»; к среднему — «Восток», «Союз», «Титан-3С», «Титан-3Е», «Сатурн-1В»; к тяжёлому — «Протон»; к сверхтяжёлому — «Сатурн-5».

В качестве компонентов топлива РН используются жидкий кислород и керосин (напр., «Союз»), четырёхокись азота и несимметричный диметилгидразин (напр., «Протон») и др. На первой ступени мн. РН применяется твёрдое топливо, на последних — жидкий кислород и жидкий водород. Наряду с использованием ЖРД как осн. двигателей большинства РН, на нек-рых из них применяются т. н. навесные стартовые РДТТ, к-рые крепятся к корпусу 1-й ступени. На ряде РН все ступени работают на твёрдом топливе.

Особенность последних ступеней нек-рых РН — возможность многократного включения их двигателей, что позволяет осуществлять манёвры для изменения высоты и наклонения орбиты, а также старта полезного груза с орбиты искусств. спутника.

Все РН характеризуются сравнительно малой массой конструкции и большими запасами топлива (масса топлива 85—90% от стартовой массы ракеты). Стартовая масса РН составляет от 10 т до 3 тыс. т. Продолжительность *активного участка* нек-рых РН св. 17 мин. Полёт происходит в большом диапазоне высот.

РАКЕ́ТНАЯ ДВИ́ГАТЕЛЬНАЯ УСТАНО́ВКА — *ракетный двигатель* с элементами и системами, обеспечивающими его работу. К ним относятся: ёмкости хранения и системы подачи компонентов ракетных топлив, *рабочих тел*, источники и преобразователи энергии, агрегаты автоматики с электрич. кабелями, устройства управления вектором тяги, *система опорожнения баков*, соединит. трубопроводы и т. д. Наиболее сложны по структуре Р. д. у. с ЭРД, наиболее просты — с РДТТ. Обычно на одном ЛА устанавливаются разл. по своему назначению Р. д. у., могущие содержать по неск. РД. Напр., на РН «Сатурн-5» с КК «Аполлон» имеется 37 Р. д. у., включающих в общей сложности 66 ЖРД и 21 РДТТ. Устройство Р. д. у. для РД разных типов см. в статьях об этих РД.

РАКЕ́ТНАЯ СТУПЕ́НЬ — отделяемая часть *составной ракеты*, обеспечивающая благодаря работе своих двигателей разгон ракеты на определённом участке траектории полёта. Р. с. представляет собой одноступенчатую ракету, для к-рой остальная часть составной ракеты (последующие ступени и головная часть) является *полезным грузом*. Р. с. состоит в общем случае из *ракетных двигателей*, несущей силовой конструкции, баков с топливом, системы подачи топлива, системы управления и механизмов для разделения ступеней. После израсходования топлива и окончания работы двигателей Р. с. отделяется от составной ракеты.

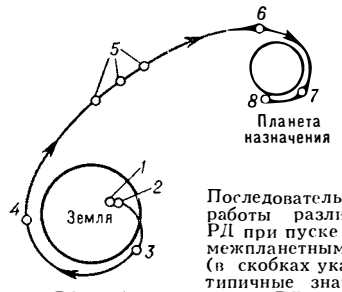
РАКЕ́ТНОЕ ТО́ПЛИВО — вещество (или совокупность веществ), являющееся одновременно источником энергии и *рабочего тела* для РД. К Р. т. предъявляются многие, часто противоречивые требования — оно должно обеспечивать достаточно высокий *удельный импульс тяги* (чтобы энергетически оправдать применение Р. т.), обладать возможно большей плотностью, стабильностью (напр., термостабильностью), совместимостью с конструкционными материалами, желательно невысокими токсичностью и пожароопасностью, иметь хорошую сырьевую базу и невысокую стоимость. Осн. видом топлива, применяемого в ракетной технике, служит *химическое ракетное топливо*. См. также *Ядерное ракетное топливо*.

РАКЕ́ТНО-ПРЯМОТО́ЧНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — см. *Воздушно-ракетный двигатель*.

РАКЕ́ТНО-ТУРБИ́ННЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — см. *Воздушно-ракетный двигатель*.

РАКЕ́ТНЫЙ БЛОК — часть составной ракеты или КК; состоит в общем случае из РД, топливного отсека, системы подачи топлива, органов управления, отд. приборов и агрегатов. Для составных ракет с последоват. расположением ступеней каждый Р. б. формирует одну ступень ракеты; для ракет пакетной схемы отд. ступени состоят из нескольких Р. б. Напр., РН «Восток» имеет 1-ю ступень, состоящую из 5 Р. б.— центрального и 4 боковых, к-рые включаются одновременно; 2-й ступенью является один центральный блок (после отделения боковых). Нек-рые РН и КК имеют Р. б., рассчитанные на длит. пребывание в космич. пространстве и многократное включение в полёте (напр., КК «Союз», «Аполлон»). Наибольший из Р. б. — 1-я ступень РН «Сатурн-5» — имеет массу с топливом ~ 2250 т, суммарную тягу РД ~ 34,5 МН, дл. 42 м и диам. 10 м (см. также *Ракетная ступень*, *Составная ракета*).

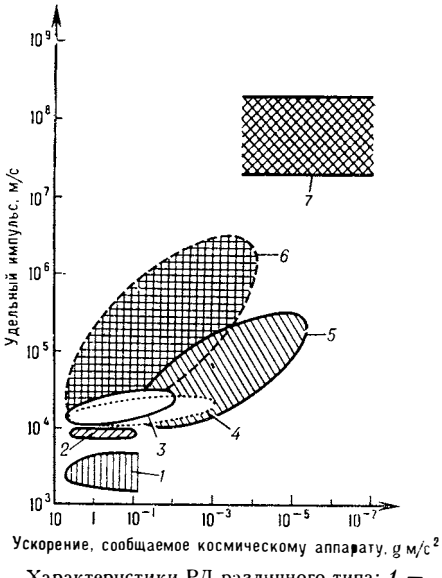
РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ (РД) — *реактивный двигатель*, рабочее тело к-рого запасено в движущемся аппарате — объекте применения РД. *Тяга* РД создаётся за счёт истечения рабочего тела или его продуктов: газа, продуктов разложения или сгорания, электрически заряженных частиц. Источник энергии для преобразования и разгона рабочего тела находится в аппарате или вне его. Осн. применение РД — *ракеты* (отсюда назв.) и КА;



Последовательность работы различных РД при пуске РН с межпланетным КА (в скобках указаны типичные значения тяги РД): *1* — стартовые РД (100%); *2* — маршевые РД верхних ступеней РН (20%); *3* — РД перевода КА на промежуточную орбиту (5—20%); *4* — разгонные РД для вывода КА на межпланетную траекторию (1—10%); *5* — корректирующие РД (1—2%); *6* — тормозные РД для перевода КА на орбиту ИС планеты (1—5%); *7* — тормозные посадочные РД (1—5%); *8* — тормозные РД мягкой посадки (0,5%)

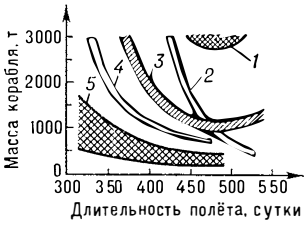
на самолётах РД используется гл. обр. в качестве стартового двигателя.

Различают следующие осн. типы РД: по виду источника энергии — химические (ХРД), пневматич., электрические (ЭРД), ядерные (ЯРД), лазерные, солнечные; по исходному агрегатному состоянию рабочего тела — газовые, жидкостные (ЖРД), твёрдотопливные (РДТТ), гибридные (ГРД); по др. признакам — сублимационные, фотонные и т. д. РД существенно отличаются друг от друга устройством, размерами, значением тяги, *режимом работы* и т. д. Наряду с ракетными *микродвигателями*, развивающими тягу в доли Н и умещающими-



Характеристики РД различного типа: *1* — химические РД; *2* — твердофазные ЯРД; *3* — газофазные ЯРД; *4* — импульсные ЯРД; *5* — ЭРД; *6* — термоядерные РД; *7* — фотонные РД; $g \approx 9{,}8$ м/с² — ускорение свободного падения

ся на ладони, существуют РД с тягой в неск. МН; высота нек-рых РДТТ достигает неск. десятков м, а масса — неск. сотен т. Время работы микродвигателей достигает неск. ч, а число включений — мн. тысяч, РД большой тяги включаются однократно и работают не более неск. мин. Кроме общих для всех РД осн. параметров — тяги, *импульса тяги*,



Длительность полёта на Марс и начальная масса КК, стартующего с орбиты Земли, при использовании различных РД: *1* — ЖРД; *2* — ЭРД; *3* — твердофазный ЯРД; *4* — сочетание ЭРД с твердофазными ЯРД; *5* — газофазный ЯРД

удельного импульса тяги, *коэффициента полезного действия*, массы и габаритов, существуют параметры, специфичные для отд. типов РД. Выбор характеристик создаваемого образца РД производится с учётом того, что РД является частью *ракетной двигательной установки*.

Совр. уровень развития РД определяют *жидкостные ракетные двигатели* и *ракетные двигатели твёрдого топлива*. Первые примитивные РДТТ использовались ещё в 13 в., ЖРД разработаны в 20 в. Наряду с ЖРД и РДТТ для разгона ЛА изредка применяются также РД промежуточного типа — *гибридные ракетные двигатели*. Эти три типа РД относятся к химическим (термохимическим) РД, у к-рых осн. элементом является *камера*, где вследствие хим. реакций окисления — восстановления или разложения *химического ракетного топлива* образуется газ высокой темп-ры, разгоняемый затем путём термодинамич. расширения. По напряжённости рабочего процесса ЖРД и РДТТ существенно превосходят все другие тепловые двигатели. В камерах мн. РД сжигаются в 1 с сотни и тысячи кг калорийных топлив. Давление газа в камере может превышать 25 МПа, а темп-ра 4000 °С; скорость реактивной струи достигает 4500 м/с. К стенкам камер поступает тепловой поток с плотностью до 100 МВт/м² и более. Расчёт совр. РД возможен лишь при использовании ЭВМ (напр., только для описания ЖРД как объекта регулирования составляется система из сотен нелинейных ур-ний). Процессы в РД полностью не изучены. Одной из проблем является *неустойчивость рабочего процесса*. Дополнит. трудности при создании РД вызываются специфичными свойствами ракетных топлив: хим. агрессивностью, токсичностью, криогенностью, пожаро- и взрывоопасностью. Появлению нового образца РД предшествуют многочисл. эксперименты — от отработки отд. элементов до *огневых испытаний* двигателя. Одно из достоинств осн. типов хим. РД состоит в их универсальности, т. е. возможности использования на самых разл. ЛА.

РД, используемые в *космонавтике*, делятся по назначению на основные и вспомогательные. Основные РД применяются в операциях, требующих больших энергетич. затрат. Они обеспечивают разгон РН и КА, перевод КА с орбит ИС планет на траектории полёта к др. планетам или в космич. пространство, перевод КА с траекторий полёта на орбиты ИС планет, посадку на планеты и последующий взлёт, перевод КА с промежуточных орбит на др. орбиты и т. д. Вспомогательные РД обеспечивают операции, не связанные с большими затратами энергии. Они используются для управления полётом РН и КА, ориентации и стабилизации КА (*реактивные системы управления*), разделения частей РН и КА, создания перегрузок на КА и ступени РН в невесомости (с целью прижатия жидкого топлива к питающим горловинам баков перед запуском осн. ЖРД), в *аварийного спасения системах*, *индивидуальных ракетных двигательных установках*. Вспомогат. РД в целом значительно уступают основным по тяге, уд. импульсу и параметрам рабочего процесса, но превосходят их в отношении ресурса и регулируемости режима работы. В соответствии с выполняемыми функциями РД могут быть стартовыми, маршевыми, тормозными, корректирующими, взлётными, посадочными, управляющими, индивидуальными и т. д. Часто один РД выполняет несколько функций. Чёткое разграничение РД на осн. и вспомогат. не всегда возможно.

Основным типом РД, используемым в космонавтике, является ЖРД. В тех случаях, когда от РД требуется однократное включение, широко используются РДТТ. В качестве вспомогат. РД, наряду с ЖРД и РДТТ, применяются многочисл. *газовые ракетные двигатели*. Развитие РД происходит в направлении расширения диапазона тяги, улучшения параметров, увеличения ресурса, приспособления к новым окружающим условиям путём использования более эффективных рабочих тел, топлив, источников энергии и т. д. Дальнейшее освоение хим. *металлсодержащих топлив* позволит увеличить уд. импульс ХРД на 10% и довести его до 5 км/с, что является пределом для существующих мол. топлив. Значит. увеличение уд. импульса ХРД (до 10—25 км/с) можно ожидать лишь в случае решения проблематичной задачи создания *метастабильного ракетного топлива*.

В 60-х гг. на стендах испытаны экспериментальные образцы *ядерных ракетных двигателей* с уд. импульсом ~ 8 км/с и тягой в неск. сотен кН. Такие ЯРД целесообразно использовать в качестве осн. двигателей КА и верхних ступеней РН. С 60-х гг. в космосе испытываются *электрические ракетные двигатели*, уд. импульс к-рых достигает десятков и сотен км/с. Ввиду чрезвычайно малого отношения тяги к массе ДУ с ЭРД могут применяться только после достижения 1-й космич. скорости. В 70-х гг. начато исследование *лазерных двигателей*. Для передвижения в космосе предложены *радиоизотопный ракетный двигатель* и *солнечный ракетный двигатель*. Для полётов в атмосфере таких планет, как Венера и Юпитер, где давление достигает и превосходит давления, реализованные в камерах ХРД (и где поэтому использование совр. ХРД вообще невозможно), предложены детонационные РД, работающие за счёт последоват. взрывов вещества в камерах. Для пилотируемых полётов за пределы Солнечной системы предложен гипотетич. *фотонный ракетный двигатель*. *В. И. Прищепа.*

РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ ГИБРИ́ДНОГО ТО́ПЛИВА — то же, что *гибридный ракетный двигатель*.

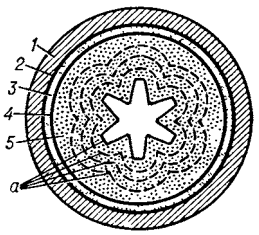
РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ С ЦЕНТРА́ЛЬНЫМ ТЕ́ЛОМ — см. *Сопло с центральным телом*.

РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ СМЕ́ШАННОГО ТО́ПЛИВА — то же, что *гибридный ракетный двигатель*.

РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ ТВЁРДОГО ТО́ПЛИВА (РДТТ), твёрдотопливный ракетный двигатель, пороховой ракетный двигатель — *ракетный двигатель*, работающий на *твёрдом ракетном топливе*. В РДТТ всё топливо в виде *заряда* помещается в *камере* сгорания.

РДТТ был первым ракетным двигателем, нашедшим практич. применение (см. *Ракета*). Первоначально топливом для РДТТ служил *чёрный порох*. Это топливо характеризовалось низким *удельным импульсом тяги*, и, кроме того, из него затруднительно было изготовить заряд с большим временем горения. Спустя 1—3 с от начала работы РДТТ давление в камере резко возрастало, и происходил взрыв, т. к. топливный заряд, запрессованный в цилиндрич. корпус и сгорающий с торца, растрескивался под воздействием рабочего давления или ещё раньше, при хранении; боковые поверхности заряда воспламенялись из-за проникновения горячих газов в зазор между стенкой корпуса и зарядом или вследствие нагрева от металлич. корпуса.

В 1881 Н. И. *Кибальчич* предложил ЛА на дымном порохе для полётов по воздуху. В 80-х гг. 19 в. был разработан *бездымный ракетный порох*, превосходящий дымный по эффективности. В 1896 В. *Унге* испытал в полёте первые ракеты на этом порохе. В 1915—16 Р. *Годдард* экспериментировал с РДТТ на бездымном порохе, чтобы обосновать возможность создания ракеты для полёта на Луну. Однако арт. бездымные пороха, изготавливавшиеся в виде зёрен, лент и тонких трубок, были для ракет непригодны, т. к. быстро сгорали и при этом развивалось очень высокое давление.



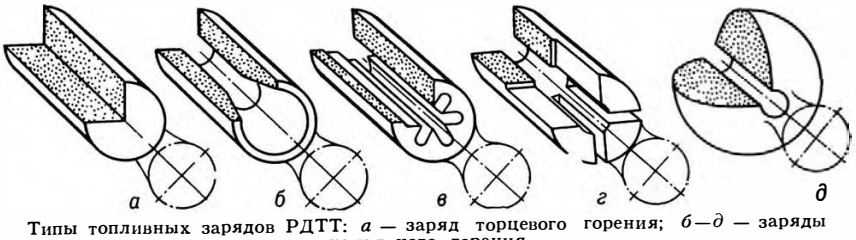
Поперечный разрез РДТТ: *1* — корпус; *2*, *4* — адгезионные слои; *3* — теплоизоляционный слой; *5* — топливный заряд; *a* — изменение канала заряда по мере сгорания

В 1915 рус. учёный И. П. Граве предложил, а в 1916 испытал пироксилиновые пороховые шашки достаточно больших размеров (диам. до 70 мм), но добиться стабильных характеристик не удалось. Шашки из арт. пороха коробились и растрескивались после прессования и сушки, проводившейся с целью удаления летучего спирто-эфирного растворителя-пластификатора.

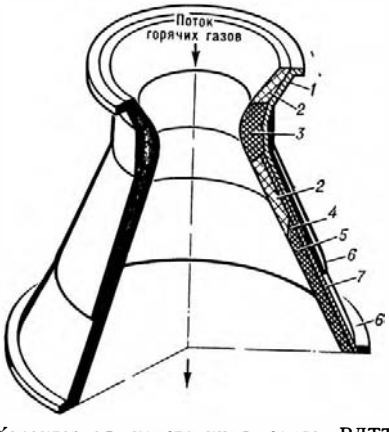
Заряды из стабильного бездымного шашечного пороха на нелетучем растворителе (тротиле) для РДТТ были созданы в СССР в сер. 20-х гг. в результате сотрудничества ГДЛ (Н. И. *Тихомиров*, В. А. *Артемьев*) с институтом прикладной химии (С. А. Сериков, М. Е. Серебряков, О. Г. Филипов). Этими орг-циями разработана технология изготовления шашек различных диаметров (до 150 мм), что явилось предпосылкой к созданию в ГДЛ опытных образцов реактивных

снарядов различных калибров, в т. ч. использованных при разработке «*Катюши*».

Во 2-й пол. 40-х гг. сотрудниками *Лаборатории реактивного движения* (США) предложено *смесевое твёрдое ракетное топливо* и разработана новая технология снаряжения РДТТ, по к-рой топливо приготовляется в виде жидкой вязкой смеси, заливаемой затем непосредственно в корпус РДТТ (стенка предварительно покрывается полимерными составами с адгезионными и теплоизоляц. свойствами). После полимеризации горючего-связующего, содержащегося в топливе, получается заряд, плотно прилегающий к корпусу РДТТ. Поскольку при горении такого заряда по внутр. каналу корпус оказывается дополнительно усиленным и защищённым от теплового воздействия слоем топлива, то стало возможным создание РДТТ с временем работы в десятки, а затем сотни с. Новая технология снаряжения РДТТ и бóльшая безопасность компонентов смесевого топлива позволили изготавливать заряды значит. размеров. Благодаря новой конструкции РДТТ и способности смесевых топлив к устойчивому горению при небольшом давлении (от единиц до долей МПа) стало возможным создавать РДТТ, характеризующиеся высокими значениями *коэффициента массового совершенства* и *коэффициента объёмного заполнения*.



Типы топливных зарядов РДТТ: *а* — заряд торцевого горения; *б—д* — заряды канального горения



Характерная конструкция сопла РДТТ с абляционной теплозащитой: *1* — стальная силовая оболочка; *2* — абляционная углефенопластовая стенка; *3* — абляционная графитофенольная стенка; *4* — соединительный шов каучукового герметика; *5* — абляционная стенка из фенопласта, армированного кремнезёмной тканью; *6* — бандаж из эпоксидного стеклопластика; *7* — теплоизолирующая и подкрепляющая стенка из фенольного стеклопластика

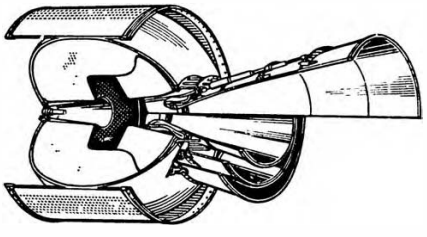
Дальнейший прогресс в области РДТТ был связан с разработкой улучшенных составов смесевых твёрдых ракетных топлив, применением новых конструкц., теплоизоляц. и др. материалов, внедрением усовершенствованных технологич. процессов при изготовлении РДТТ и т. д. Установка навесных РДТТ, включаемых при старте и на нач. участке полёта, является эффективным способом повышения мощности РН. Быстродействие и простота устройства (следовательно, высокая надёжность) РДТТ обусловили их использование в *аварийного спасения системах* и *реактивных системах управления* (в осн. для раскрутки и останова вращения ракетных ступеней и КА), для разделения частей РН и КА, для создания нач. перегрузок на ступени РН в невесомости перед запуском осн. ЖРД (для прижатия жидкого топлива к питающим горловинам баков) в качестве маршевых двигателей на верхних ступенях РН (имеются РН с маршевыми РДТТ на всех ступенях, в т. ч. в разгонных блоках, включаемых в космосе), на ИСЗ (для перевода на окончат. орбиты), на КК и межпланетных КА (для торможения и мягкой посадки).

В космонавтике применяются РДТТ с тягой от неск. Н до ~ 14 МН и временем работы от долей до 150 с. Уд. импульс серийных РДТТ достигает ~ 2925 м/с (при использовании топлива, содержащего полибутадиен с гидроксильными концевыми группами и добавку *октогена*). Это значение существенно ниже, чем для лучших ЖРД, однако конструктивная простота РДТТ вместе с высокой плотностью твёрдого топлива позволяют создавать ДУ с более высоким *Циолковского числом*.

РДТТ состоит из корпуса, топливного заряда, реактивного сопла (или блока с неск. соплами), воспламенителя и др. элементов. Корпус РДТТ служит камерой сгорания и осн. силовым элементом РДТТ, а также ДУ и твёрдотопливной РН (ракетной ступени) в целом. Корпус представляет собой сосуд цилиндрич., сферич. или др. формы, изготовленный из металла (сталь, реже — титановые и алюм. сплавы) либо пластика. Пластиковые корпуса РДТТ получаются намоткой непрерывных лент из нитей на вращающиеся оправки с последующим термоотверждением изделий.

Топливный заряд, изготовленный способом заливки, является по существу частью конструкции РДТТ. Он должен быть достаточно прочным и одновременно эластичным, чтобы воспринимать нагрузки в процессе изготовления, транспортировки и хранения РДТТ и, наконец, во время полёта. Важным условием надёжной работы РДТТ, как и достижения расчётных характеристик, являются однородность и сплошность массы изготовленного заряда (в т. ч. отсутствие трещин и пор), а также целостность соединения заряда с теплоизоляц. слоем. При проектировании РДТТ, разработке технологии его изготовления и дальнейшей эксплуатации учитывается то обстоятельство, что твёрдые топлива, а также бронирующие, теплоизоляц., адгезионные и др. полимерные материалы изменяют механич. свойства в зависимости от темп-ры и характера приложения нагрузки, склонны к «аккумулированию» структурных нарушений (в результате чего возможно появление трещин и отслоений), а также подвержены старению (т. е. необратимому изменению свойств вследствие происходящих хим. и физ. процессов).

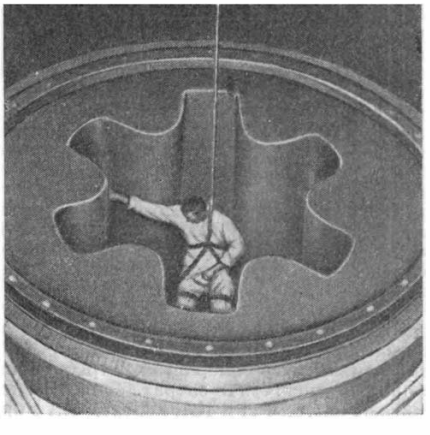
Расчёт рабочих характеристик РДТТ производится методами *внутренней баллистики*. В том случае, когда физ. условия во всех точках горящей поверхности заряда одинаковы и топливо однородно, заряд сгорает равномерно, параллельными слоями, т. е. фронт горения перемещается от поверхностных слоёв в глубь заряда с одинаковой скоростью во всех точках. Давление в камере сгорания и тяга РДТТ при неизменной площади горловины сопла пропорциональны размерам горящей поверхности и скорости горения топлива. Постоянство тяги или необходимое изменение её во времени достигается выбором конфигурации заряда и применением топлив с разными скоростями горения. Широко применяются заряды канального горения, в к-рых горение происходит по поверхностям внутр. осевых каналов круглого, звёздообразного или др. поперечного сечения. Обычно используется сочетание упомянутых простых форм, дополнительно горение может происходить по торцевым поверхностям (заряды чисто торцевого горения применяются редко). При проектировании заряда принимаются меры по предотвращению *неустойчивости рабочего процесса* и *эрозионного горения*.



РДТТ с телескопическим соплом

При сгорании заряда образуется газ с давлением примерно от 4 МПа (маршевые РДТТ) до 15 МПа (вспомогат.

Контроль топливного заряда крупного РДТТ после изготовления



РДТТ) и темп-рой до 3500 К. Работоспособность сопла в течение нескольких десятков секунд обеспечивается применением жаростойких, теплоизоляц. и других спец. материалов. Силовая (внеш.) стенка сопла, изготовленная из сталей, титановых и алюм. сплавов, а также армиров. пластиков, защищается от теплового и эрозионного воздействия газового потока внутр. аблирующей оболочкой (см. *Абляция*), изготовл. из термостойких пластиков, в к-рых графитовые, угольные, кремнезёмные, кварцевые либо асбестовые волокна связаны в одно целое при помощи феноло-формальдегидных смол. Между внеш. и внутр. оболочками предусматривается слой теплоизоляции из асбо- или кремнепластиков.

Для конструкции небольших РДТТ характерно использование кольцевых графитовых вставок или тонких защитных пластин из пирографита, устанавливаемых в горловине сопла.

Запуск РДТТ производится подачей электрич. импульса на воспламенитель (см. *Зажигание*). Обычно РДТТ работает непрерывно до полного сгорания топлива. Может предусматриваться и выключение РДТТ по команде от системы управления. Наиболее отработанный способ отсечки тяги заключается в мгновенном открытии (с помощью пироустройств) отверстий в корпусе РДТТ, суммарная площадь к-рых больше, чем у горловины сопла. При этом давление в камере сгорания резко падает, и горение прекращается. Путём надлежащей ориентации указанных отверстий и устройством спец. сопел *реверса тяги* можно создать отрицательную составляющую тяги, способствующую прекращению действия РДТТ.

Перспективы развития РДТТ связаны с созданием твёрдых топлив с более высокими значениями уд. импульса, физич. и механич. свойств. Наибольшего прироста уд. импульса РДТТ можно ожидать от использования *металлсодержащих топлив* с бериллием или его гидридом вместо алюминия. При испытаниях экспериментальных РДТТ с топливом, содержащим бериллий, достигнут уд. импульс 3190 м/с. Однако ввиду высокой токсичности бериллия (и соответственно продуктов сгорания) и его дороговизны указанное топливо может найти применение лишь в РДТТ, работающих в космосе. Замена бериллия его гидридом позволила бы повысить уд. импульс ещё на 200 м/с. Однако к этому имеются дополнит. препятствия: хим. нестабильность данного соединения и трудность приготовления достаточно плотных его составов (бериллийсодержащие топлива и без того имеют малую плотность). Энергетич. характеристики твёрдых топлив могут быть повышены за счёт использования более активных окислителей и горючих-связующих. Напр., уд. импульс РДТТ возрастает на 300 м/с при замене перхлората аммония перхлоратом нитрония, чему препятствует, однако, гигроскопичность этого окислителя, его плохая совместимость с освоенными горючими-связующими и взрывоопасность. Высокая чувствительность препятствует и применению эффективных фтораминовых горючих-связующих.

Улучшение массовых параметров РДТТ связывается прежде всего с начавшимся использованием в корпусах конструкц. органопластиков (имеющих более высокие механич. свойства и меньшую плотность по сравнению с широко использующимися стеклопластиками) и теплоизоляц. материалов с повыш. эрозионностойкостью и меньшей плотностью (этилен-пропиленовый каучук с наполнителем из двуокиси кремния и т. д.). В дальнейшем можно ожидать применения конструкц. пластиков, способных работать при 650—700 К, и теплоизоляц. материалов на основе медленно горящих твёрдых топлив. Исследуется возможность намотки пластиковых корпусов непосредственно на заряды, без использования технологич. оправок.

В конструкцию РДТТ внедряются сопла, горловины к-рых изготовлены намоткой материала углерод — углерод (здесь и армирующие волокна, и связующее — из углерода), с применением тканей с объёмной (трёхмерной) ориентацией волокон. Такие детали, воспринимающие одновременно рабочее давление и тепловые нагрузки, отличаются повыш. эрозионной стойкостью и не расслаиваются в процессе работы. Можно ожидать применения сопел изменяемой формы, с выходной частью из неск. сегментов, при перемещении к-рых в полёте сопло раздвигается подобно зонтику (работоспособность таких конструкций проверена стендовыми испытаниями). Помимо обычно используемых систем управления вектором тяги в РДТТ (качание сопел), нашёл применение *вдув в сопло*, напр. продуктов сгорания, отводимых из камеры самого РДТТ. Осн. трудность состоит в создании работоспособных управляющих клапанов.

Наиболее разработанный способ регулирования тяги РДТТ — изменение площади горловины сопла путём перемещения профилиров. иглы («центрального тела»), установл. по оси сопла. При определ. составе топлива полным открытием горловины можно выключить РДТТ. В принципе тягу можно регулировать вводом в камеру жидкости или газа, а также изменением скорости горения топлива.

Для возможного использования в реактивных системах управления КА исследуются разл. конструкции РДТТ многократного срабатывания: с гашением горящего топлива водой, спиртом, солевыми частицами и последующим его воспламенением; «вафельные» РДТТ, в к-рых содержится неск. десятков топл. секций с собств. воспламенителями, разделённых теплоизоляц. прокладками; «пистолетные» ДУ, «стреляющие» миниатюрными РДТТ, нанесёнными на движущуюся ленту, и т. д. Подобные РДТТ не могут, однако, конкурировать с ЖРД.

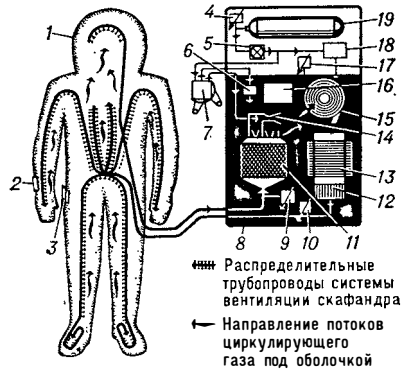
Для межпланетных КА исследуются экспериментальные РДТТ, развивающие небольшую тягу в течение длит. времени (до 250 с), что обеспечивается, в частности, очень малой скоростью горения топлива (~ 3 мм/с) и низким рабочим давлением в камере (0,7 МПа). Уделяется внимание поиску таких конфигураций сопел, при к-рых не происходило бы больших потерь энергии газового потока (по причине возрастания этих потерь содержание металлов в топливе ограничено ~ 20%).

Перспективы развития и применения РДТТ связаны непосредственно с проблемой охраны окружающей среды. Потенциальную опасность представляют как продукты сгорания РДТТ (токсичность, разрушающее воздействие на озонный слой верхней атмосферы), так и вещества, вовлечённые в технологич. процессы изготовления твёрдых топлив. Поэтому ведётся поиск новых, менее опасных топливных составов и методов утилизации сжигающихся до сих пор ненужных остатков топлив.

В. И. Прищепа.

РАКЕ́ТНЫЙ ЛЕТА́ТЕЛЬНЫЙ АППАРА́Т — аппарат, движущийся за счёт реактивной силы, возникающей при отбросе части собственной массы (массы рабочего тела РД). Р. л. а. являются частью более широкого класса *реактивных летательных аппаратов*. К Р. л. а. относятся все летат. аппараты с РД любого типа (ЖРД, РДТТ, ЯРД и др.).

РА́НЦЕВАЯ СИСТЕ́МА ЖИЗНЕОБЕСПЕ́ЧЕНИЯ — обычно автономная система жизнеобеспечения *скафандра*, основные агрегаты к-рой размещены в наспинном ранце. Р. с. ж. служит для поддержания заданного состава атмосферы скафандра и комфортных условий во время пребывания и работы космонавта в открытом космосе. Р. с. ж. должна обеспечить создание атмосферы скафандра (неск. десятков дм³), подачу кислорода (в среднем ок. 80 г/ч для дыхания и ок. 10 г/ч для восполнения утечек), удаление углекислого газа (ок. 40 г/ч), паров воды (ок. 200 г/ч), отвод теплоты (ок. 1 МДж/ч), а также поглощение других выделений. Для выполнения этих функций Р. с. ж. включает подсистемы: обеспечения кислородом и поддержания необходимого барометрич. давления, поглощения углекислого газа и др. вредных примесей, регулирования влажности, терморегулирования и энергоснабжения. Они оснащаются также устройствами индикации и контроля (как визуального, так и телеметрич.). Р. с. ж. бывают вентиляционные и регенеративные.



Блок-схема устройства ранцевой системы жизнеобеспечения регенеративного типа: *1* — скафандр; *2* — манометр; *3* — регулятор давления в скафандре; *4, 9, 10, 17* — контрольные приборы системы жизнеобеспечения; *5* — редуктор; *6* — выпускной клапан; *7* — пульт управления системой; *8* — ранец системы жизнеобеспечения; *11* — фильтр с регенерационным патроном (поглотитель углекислого газа, окиси углерода и пыли); *12* — влагосборник; *13* — теплообменник; *14* — инжектор (смеситель); *15* — центробежный вентилятор; *16* — блок телеметрического контроля; *18* — автомат расхода кислорода; *19* — баллон с запасом кислорода

В вентиляционных Р. с. ж. питание кислородом, а также удаление вредных примесей, паров воды и отвод теплоты осуществляются путём непрерывной подачи в скафандр кислорода из размещённых в ранце баллонов или с борта КА (по фалу-шлангу). Часть этого кислорода используется космонавтом для дыхания, а остальной вместе с выделившимися при дыхании углекислым газом и парами воды обтекает тело, ещё больше

насыщается влагой, нагревается и затем выбрасывается из скафандра в космос через клапан, служащий также регулятором давления. Вентиляц. Р. с. ж. является простой и удобной, но может применяться только для кратковрем. пребывания человека в открытом космосе из-за большого расхода кислорода (не менее 1,5 кг/ч). Р. с. ж. подобного типа были применены при выходе в космос А. А. Леонова и при полётах по программе «*Джемини*».

В регенерационных Р. с. ж. используется замкнутый вентиляционный контур, обеспечивающий подачу, очистку и циркуляцию газа. Кислород для дыхания и восполнения утечек подаётся в скафандр через редуктор из баллона, где он хранится в сжатом газообразном или жидком виде (в последнем случае имеется также газификатор). Выходящий из скафандра газ поступает в звено *регенерации воздуха*, в к-ром происходит удаление углекислого газа (напр., с помощью *гидроокиси лития*), запахов и вредных примесей (обычно активированным углём) и механич. частиц (с помощью фильтров), а также охлаждение и осушка газа, что обеспечивает комфортные условия космонавту и предотвращает запотевание остекления шлема. Охлаждённый и осушенный газ принудительно прокачивается через скафандр (5—7 кг/ч) с помощью вентиляторов с электроприводом или инжекторов (используют энергию сжатого кислорода). При работе космонавтов, связанной со значит. энергозатратами, т. е. с большим тепловыделением, для поддержания нормальной темп-ры тела используется также обжимающий тело комбинезон водяного охлаждения, по трубкам к-рого циркулирует вода, подаваемая из теплообменника, где она охлаждается. В контурах охлаждения воздуха и воды используются *радиационные теплообменники*. Отвод теплоты можно также обеспечить испарением воды, происходящим, напр., в слое (фитиле) между двумя герметичными оболочками скафандра (см. рис.) при кипении воды в условиях низкого давления (после открытия вакуумного клапана); теплота, необходимая для процесса парообразования (~ 2 МДж/кг воды), поступает из скафандра. С целью многократного использования Р. с. ж. баллоны, в к-рых хранятся кислород и вода, снабжены штуцерами для периодич. заправки от бортовой сети КА; предусмотрена также лёгкая замена поглотителя углекислого газа и др. примесей. В перспективных Р. с. ж. предполагается использование регенеративных сорбентов. Чтобы обеспечить циркуляцию воздуха в скафандре, воды в системе охлаждения комбинезона, а также работу приборов индикации и связи, Р. с. ж. снабжаются источниками тока (обычно серебряно-цинковыми аккумуляторами). Повышение надёжности Р. с. ж. достигается введением аварийной СЖО, обеспечивающей возвращение космонавта в КА в случае выхода из строя осн. СЖО, а также при повреждении целостности оболочки скафандра. Аварийная СЖО включает баллон с кислородом, редуктор и др. устройства и работает обычно по открытой схеме, т. е. как вентиляц. Р. с. ж. *С. М. Жебровский.*

РАСПРЕДЕЛЕ́НИЕ ЧАСТО́Т — порядок выделения, присвоения и использования *диапазонов радиочастот*, обеспечивающих совместную работу систем связи разл. назначения (в т. ч. служб космич. связи). Р. ч. определяется *регламентом радиосвязи*.

РАСПРОСТРАНЕ́НИЕ РАДИОВО́ЛН в атмосфере. Для линий *космической связи* используются главным образом дециметровый и сантиметровый диапазоны радиоволн, к-рые практически не подвержены отражению и поглощению в *ионосфере*. Для спутниковой связи успешно осваиваются также диапазоны частот выше 10 ГГц. При распространении по линиям Земля — космос и космос — Земля эти радиоволны пересекают земную атмосферу, к-рая вызывает их рефракцию, поглощение и рассеяние энергии; указанное воздействие усиливается на частотах выше 10 ГГц.

Рефракция радиоволн характеризуется законами преломления геометрич. оптики и практически не зависит от частоты. В невозмущённой атмосфере показатель преломления n убывает с высотой и луч несколько искривляется к горизонту, чему соответствует кажущееся увеличение угла δ места спутника. При малых δ регулярная ошибка рефракции $\Delta\delta$ сравнима с шириной луча антенн *земных станций*. Так, $\delta = 5°$ соответствует $\Delta\delta = 10'$. Во избежание потерь энергии сигнала из-за рефракции при программном сопровождении земными антеннами ИСЗ регулярные ошибки рефракции предварительно учитываются.

Локальные изменения градиентов температуры и влажности, а также температурные инверсии обусловливают аномалии n. При этом изменения n в функции высоты и времени могут иметь характер плавных осцилляций либо случайных изменений (в случае турбулентных неоднородностей). В результате имеет место нерегулярная ошибка рефракции, к-рую нельзя учесть введением постоянной поправки. Однако эта ошибка обычно на порядок меньше регулярной и при существующей точности изготовления антенн может не учитываться.

В условиях ясного неба, т. е. в отсутствие дождя, снега и т. п., энергия радиоволн поглощается гл. обр. в парах воды и кислороде. Максимумы потерь наблюдаются на частотах 22,2 и 60 ГГц и обусловлены т. н. резонансным поглощением соответственно в водяном паре и кислороде. Отведённые для связи через ИСЗ диапазоны 20 и 30 ГГц соответствуют окнам прозрачности, разделённым резонансным пиком в районе линии поглощения водяного пара на частоте 22,2 ГГц. Для осваиваемых полос частот теоретич. расчёты ослабления в водяном паре и кислороде согласуются с измерениями.

Наибольшее ослабление радиоволн в перспективных диапазонах выше 10 ГГц происходит в атм. осадках, особенно в дожде и мокром снеге. При падении на дождевую каплю радиоволны её энергия поглощается и рассеивается в виде тепловой энергии и радиоволн. Во время дождя ослабление радиоволн быстро возрастает с увеличением размеров капель. Между размерами капель и интенсивностью дождя R (в мм/ч) имеет место сильная корреляция, что позволяет оценить ослабление радиоволн в функции интенсивности дождя.

Для космич. связи интерес представляет общее ослабление сигнала при пересечении им всей толщи атмосферы. В связи с этим используются модели стандартной атмосферы и атмосферы с осадками. Стандартная атмосфера рассматривается не выше 20 км, т. к. влияние кислорода и водяного пара на ослабление радиоволн на бо́льших высотах ничтожно. Атмосфера с осадками обычно рассматривается до выс. 6 км. Общее ослабление в атмосфере существенно возрастает с уменьшением угла места спутника δ, что обусловлено увеличением пути, проходимого радиоволной в атмосфере.

Ослабление в дожде весьма существенно зависит от распределения размеров капель вдоль космич. трассы, к-рое не может быть однозначно определено путём наземных измерений R. Поэтому при освоении частот выше 10 ГГц для космич. связи осуществляют накопление статистич. данных об ослаблении радиоволн в атм. осадках. Непосредственные измерения ослабления осуществляются с помощью экспериментальных ИСЗ («АТС-5» и «АТС-6» в США, «СТС» в Канаде, «Сирио-1» в Италии и др.). Наряду с этим проводится накопление таких данных косвенными методами с помощью наземных радиометров, радиолокаторов и дождемеров. Косвенные методы широко используются с целью получения статистич. данных об ослаблениях радиоволн при минимуме дорогостоящих измерений с помощью ИСЗ.

На основании многолетних измерений строят т. н. интегральные распределения, показывающие, какой процент времени наблюдается данное значение ослабления в атмосфере. На основании этих распределений для конкретных климатических р-нов осуществляется рациональное проектирование космич. радиолиний. *М. Б. Каплунов.*

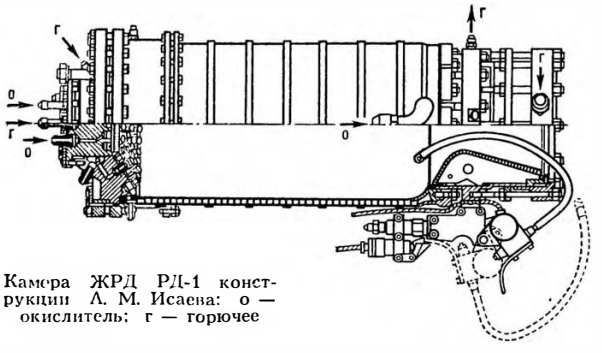
РАССЕКА́ТЕЛЬ, газорассекатель — элемент *пусковой установки* (ПУ), разделяющий газовый поток РД стартующей РН и отводящий его в безопасные для РН и оборудования ПУ зоны. Иногда Р. устанавливают для защиты нек-рых элементов ПУ (напр., домкратов, опорных стоек, подъёмных механизмов) от непосредств. воздействия реактивной струи работающего РД.

РАСХО́ДНЫЙ КО́МПЛЕКС камеры ракетного двигателя — произведение давления в камере сгорания РД на площадь минимального сечения сопла, отнесённое к массовому секундному расходу топлива через камеру; выражается в м/с. Р. к. может определяться по статич. давлению в начальном сечении камеры сгорания или по давлению торможения в конечном сечении (на входе в сопло). Р. к. имеет тот же физ. смысл, что и *характеристическая скорость* в камере РД, и близок к ней по значению.

РАСХОДОНАПРЯЖЁННОСТЬ газового канала — отношение расхода газа, протекающего в канале, к проходной площади канала. Выражается в г/(с·см²). Р. камер и газогенераторов ЖРД определяется для проходного сечения у форсуночной головки. Р. камер *РД-214*, *РД-216*, *РД-253* составляет 38, 82, 363 г/(с·см²) соответственно. Повышение Р. агрегатов по мере развития ЖРД объясняется увеличением рабочих давлений в агрегатах и стремлением к улучшению массовых и габаритных характеристик ЖРД.

РД-1 конструкции А. М. Исаева — советский ЖРД, разработанный в 1944 в РНИИ для самолёта *БИ* взамен ЖРД *Д-1-А-1100*. Топливо двухкомпонентное (окислитель — азотная кислота, горючее — керосин) с вытеснительной подачей. Диапазон регулирования тяги 3,9—11,8 кН. При макс. тяге давление в камере сгорания 1,59 МПа, уд. импульс 2010 м/с. Масса ЖРД 95 кг, длина камеры 0,8 м. РД-1 рассчитан на многократ-

ный запуск в полёте при ресурсе 30 мин. При тех же геометрич. размерах камеры и схеме регенеративного охлаждающего тракта (см. *Регенеративное охлаждение*), что у Д-1-А-1100, РД-1 имел ряд существ. отличий, обеспечивающих ему высокие характеристики. Осн. детали РД-1 изготовлены из кислотоупорной (а не просто углеродистой) стали. Изменено было также расположение спиральных рёбер внутр. стенки сопла с целью улучшения охлаждения камеры, снижения её гидравлич. сопротивления и массы. В дополнение к регенеративному было введено

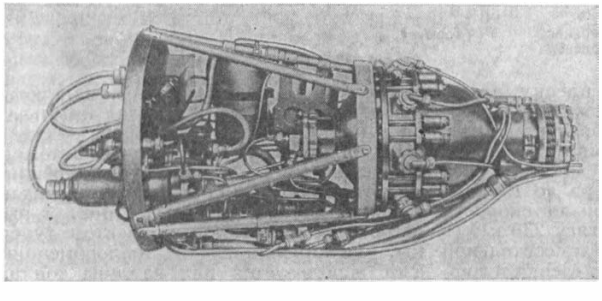


Камера ЖРД РД-1 конструкции А. М. Исаева: о — окислитель; г — горючее

завесное охлаждение камеры от форсуночной головки. Увеличенное число форсунок обеспечило высокую полноту сгорания топлива. Центральные форсунки образуют пусковой блок. Электродуговое зажигат. устройство вводится в камеру со стороны сопла и возвращается после запуска в исходное состояние с помощью пневмоуправляемого механизма. В окт. 1944 завершены гос. испытания РД-1, в мае 1945 — лётные испытания самолёта БИ с РД-1. Индекс РД-1 имел также первонач. вариант двигателя РД-1ХЗ.

РД-1ХЗ (сокр. от ракетный двигатель с химическим зажиганием) — советский ЖРД, разработанный в 1941—46 в ГДЛ — ОКБ под руководством В. П. *Глушко*. Предназначен для облегчения взлёта самолётов и кратковременного улучшения их характеристик в полёте. Топливо двухкомпонентное (окислитель — азотная кислота, горючее — керосин); макс. тяга на земле 2,94 кН; уд. импульс на земле 1960 м/с; масса конструкции не св. 56 кг; ресурс до первой переборки 2 ч. ЖРД содержит следующие осн. узлы, раздельно монтируемые на самолёте: камеру с агрегатами автоматич. управления, насосный агрегат, блок дроссельных вентилей и релейную коробку. Камера — двустенная, с *регенеративным охлаждением* горючим (смесительная головка) и окислителем. Огневая стенка камеры — со спиральным оребрением для образования охлаждающего тракта; при нагреве в процессе работы ЖРД она может перемещаться относительно внеш. стенки с целью компенсации температурных напряжений. Давление в камере сгорания 2,01 МПа. Насосный агрегат состоит из шестерённых насосов окислителя и горючего, приводимых от авиац. двигателя через гидромуфту. Насосы развивают напор, соответствующий давлению ~ 3,5 МПа при расходе топлива 1,5 кг/с, частота вращения 33 $с^{-1}$, потребляемая мощность 33 кВт. Блок дроссельных вентилей обеспечивает плавное регулирование тяги в диапазоне 2,94—1,47 кН. Управление ЖРД производится пилотом. Агрегаты автоматики работают от бортовых электрич. аккумуляторов и баллонов сжатого воздуха. Зажигание топлива — при помощи пускового горючего (смесь карбинола с бензином), находящегося в бачке, ёмкость к-рого рассчитана на 4 запуска. В нач. варианте ЖРД, наз. РД-1, зажигание осуществлялось от пускового факела эфиро-возд. смеси, воспламеняемой электросвечой. Индекс РД-1 имел также позже разработанный ЖРД конструкции А. М. Исаева.

Камера ЖРД РД-1ХЗ, установленная на моторной раме вместе с агрегатами управления

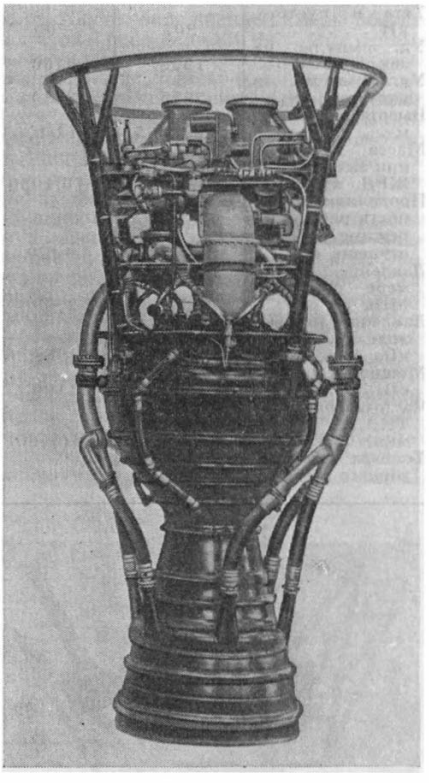


РД-1 и РД-1ХЗ — первые серийные сов. ЖРД. Изготавливались опытными партиями с нач. 1944. Помимо стендовых доводочных и официальных испытаний, в 1943—46 проведено ок. 400 пусков этих ЖРД (на земле и в воздухе) на поршневых самолётах конструкции В. М. Петлякова (Пе-2Р), С. А. Лавочкина (Ла-7Р, 120Р), А. С. Яковлева (Як-3) и П. О. Сухого (Су-6, -7). ЖРД обеспечивали прирост максимальной скорости самолётов до 30% (в одном из полётов была достигнута скорость 795 км/ч). В 1946 на авиац. празднике в Тушине состоялся демонстрационный полёт истребителя 120Р с работающим РД-1ХЗ. В 1946 прошёл официальные, а в 1947 государственные стендовые испытания однокамерный ЖРД РД-2, созданный на базе РД-1ХЗ и развивавший вдвое большую тягу; он предназначался в качестве вспомогательного двигателя для реактивных самолётов.

Самолёт Пе-2 с работающим ЖРД РД-1ХЗ

Пуск РД-1, РД-1ХЗ и РД-2 полностью автоматический; число пусков не ограничивалось в пределах ресурса. В семейство самолётных ЖРД, разработанных в ГДЛ — ОКБ, входил РД-3 с ТНА и тремя камерами от двигателя РД-1. РД-3 предназначался для осн. силовой установки, прошёл в 1944—45 стендовые испытания.

РД-100, РД-101, РД-103 — семейство кислородно-спиртовых ЖРД, разработанных ГДЛ — ОКБ в 1947—53 для баллистических и геофизических ракет Р-1, Р-2, Р-5М (соответственно) и их модификаций. ЖРД — однокамерные, с ТНА, приводимым в действие продуктами каталитич. разложения концентрированной перекиси водорода в газогенераторе. РД-101 и РД-103 созданы в результате усовершенствования РД-100: применения



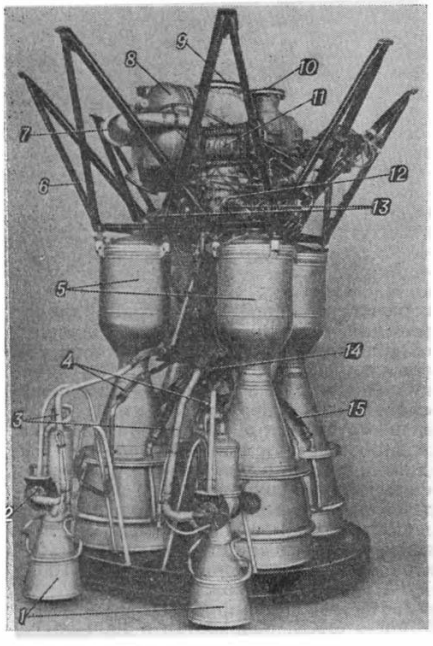
ЖРД РД-103

горючего большей концентрации, форсирования рабочих параметров, улучшения охлаждения смесительных головок камеры и сопла, введения автоматики для регулирования тяги в полёте, модернизации системы газогенерации (применены твёрдый катализатор разложения перекиси водорода, а затем и центробежный насос для подачи её в газогенератор), введения сильфонных трубопроводов для окислителя и эластичных для горючего, улучшения компоновки и т. д.; изменения претерпели все системы и элементы ЖРД. Сравнит. характеристики РД-100 и РД-103 даны в табл. на стр. 328.

РД-107 — советский ЖРД конструкции ГДЛ — ОКБ, разработан в 1954—57 для 1-й ступени РН «*Восток*». Топливо двухкомпонентное (окислитель — жидкий кислород, горючее — керосин) с соотношением компонентов 2,47; тяга на земле 821 кН, в пустоте 1 МН; уд. импульс на земле 2520 м/с, в пустоте 3080 м/с; масса конструкции 1155 кг; масса залитого ЖРД 1275 кг; высота (без рулевых камер) 2,86 м; диаметр (без рулевых камер) 2,58 м; время работы на номин. тяге 140 с. РД-107 содержит 4 осн. и 2 рулевые камеры, питающий их ТНА, ГГ,

Сравнительные характеристики ЖРД РД-100 и РД-103

Показатель	РД-100	РД-103
Окислитель	Жидкий кислород	Жидкий кислород
Горючее	75%-ный водный раствор этилового спирта	92%-ный водный раствор этилового спирта
Тяга на земле, кН	267	432
Тяга в пустоте, кН	307	500
Уд. импульс на земле, м/с	1990	2160
Уд. импульс в пустоте, м/с	2325	2430
Высота/диаметр, м	3,7/1,65	3,12/1,65
Масса конструкции/залитого ЖРД, кг	885/1063	870/1030
Продолжительность работы на режиме главной ступени, с	~65	~120
Давление в камере сгорания, МПа	1,59	2,39
Давление на выходе из сопла, кПа	88	98
Мощность ТНА, кВт	400	1100
Частота вращения ТНА, $с^{-1}$ (об/мин)	65(3900)	91(5460)
Темп-ра генераторного газа, К	650	780



ЖРД РД-107: *1* — рулевые камеры; *2* — узел поворота рулевой камеры; *3* — трубопроводы окислителя рулевых камер; *4* — трубопроводы горючего рулевых камер; *5* — основные камеры; *6* — рама крепления к РН; *7* — парогазогенератор; *8* — турбина; *9* — насос окислителя; *10* — насос горючего; *11* — датчик давления системы регулирования тяги; *12* — главный клапан окислителя; *13* — трубопроводы окислителя основных камер; *14* — главный клапан горючего; *15* — трубопровод горючего основной камеры

агрегаты управления, раму и др. элементы.

Осн. камеры паяно-сварной конструкции с внутр. и *регенеративным охлаждением* создают 92% тяги ЖРД. Корпус камеры сгорания образован двумя оболочками — огневой бронзовой стенкой и стальной рубашкой, к-рые соединены через гофрированные проставки, а в области макс. теплового потока через рёбра на огневой стенке. Окислитель подаётся непосредственно в смесит. головку камеры через центральный патрубок, горючее — в кольцевой коллектор, располож. у выхода из камеры, и распределяется по каналам охлаждающего тракта. Затем, нагретый до 480 К, направляется в смесительную головку пакетной конструкции с плоскими днищами, скреплёнными 337 форсунками. Одна форсунка — в центре, остальные — в 10 концентрических рядах. Все форсунки, кроме периферийных, двухкомпонентные. На периферии установлены форсунки горючего, создающие у огневой стенки камеры защитную газо-жидкостную плёнку *завесного охлаждения*. При сжигании топлива в камере сгорания образуется газ с давлением 5,85 МПа и темп-рой 3520 К. После прохождения сопла давление газа падает до 39 кПа, а темп-ра до 1960 К. При этом газ разгоняется до скорости 2950 м/с, сообщая камере тягу 230 кН (в пустоте). Огневое днище смесительной головки, форсунки, огневая стенка и гофрированные проставки изготовлены из жаропрочных медных сплавов, остальные детали камеры — стальные.

ТНА содержит 2 осн. и 2 вспомогат. центробежных одноступенчатых насоса и активную двухступенчатую турбину мощностью 3820 кВт. Осн. насосы — с осевой крыльчаткой горючего и шнеками окислителя перед центробежными колёсами — установлены соосно с турбиной и имеют одинаковую с ней частоту вращения — 138 $с^{-1}$. Насосы рассчитаны на подачу 226 кг/с жидкого кислорода под давлением 7,8 МПа и подачу 91 кг/с керосина под давлением 9,3 МПа. Корпуса, колёса и шнеки насосов — из алюминиевых сплавов, валы, осевая крыльчатка и почти все детали турбины — стальные. Вспомогат. насосы приводятся во вращение (302 $с^{-1}$) через шестерёнчатый мультипликатор. Один из насосов подаёт жидкий азот в теплообменник, к-рый встроен в выхлопной коллектор турбины. Испарившийся в теплообменнике азот используется для наддува топлив-

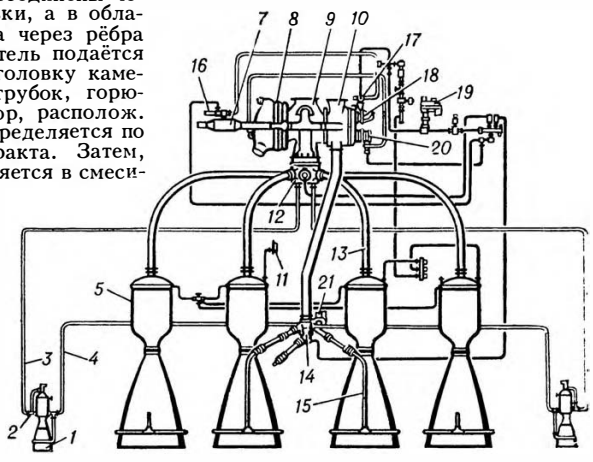
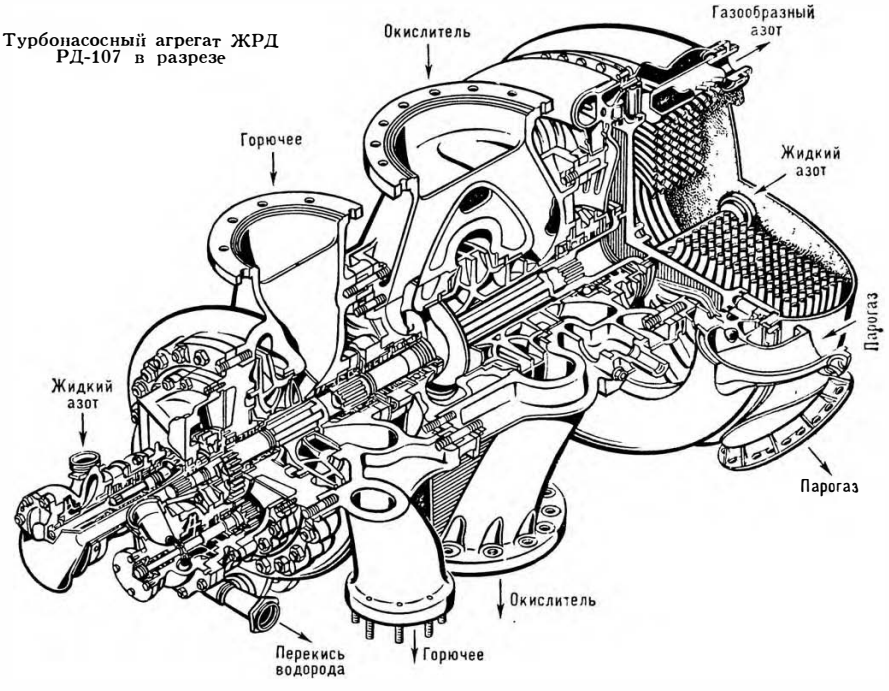


Схема ЖРД РД-107: *1—5*, *7—15* — то же, что на рис. 1; *16* — пуско-отсечный клапан перекиси водорода; *17* — редуктор давления; *18* — насос перекиси водорода; *19* — воздушный редуктор с электроприводом; *20* — насос жидкого азота; *21* — дроссель системы опорожнения баков с электроприводом

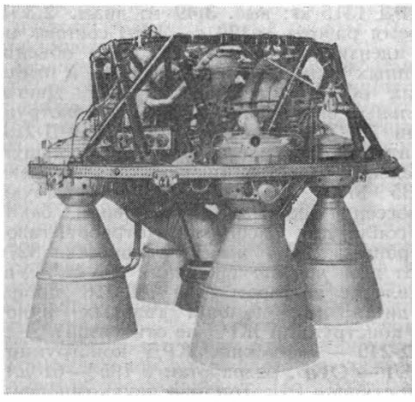
Турбонасосный агрегат ЖРД РД-107 в разрезе



ных баков РН. Другой вспомогат. насос питает 82%-ной перекисью водорода ГГ, содержащий твёрдый катализатор, при прохождении через к-рый перекись водорода разлагается на водяной пар и газообразный кислород. Смесь под давлением 5,4 МПа и с темп-рой 830 К поступает (8,8 кг/с) на лопатки турбины и затем выбрасывается через выхлопные патрубки со скоростью 450 м/с, создавая тягу 7 кН. Рулевые камеры по конструкции аналогичны основным. Работая при давлении 5,4 МПа, каждая из них развивает тягу в 6 раз меньшую, чем осн. камера. Камеры снабжены полыми цапфами, через к-рые подводится топливо; они же обеспечивают при помощи гидроприводов отклонение камер на угол ±45°. Зажигание топлива в камерах при запуске осуществляется от пиротехнич. устройств, устанавливаемых через сопла. Регулирование ЖРД по тяге достигается изменением расхода рабочего тела газогенератора, соотношение компонентов топлива регулируется изменением расхода горючего. Между различными модификациями РД-107, использовавшимися на РН для вывода КК «Восход» и «Союз», нет существ. различий. *В. И. Прищепа.*

РД-108 — советский ЖРД конструкции ГДЛ — ОКБ, разработан в 1954—57 для 2-й ступени РН «*Восток*». Топливо двухкомпонентное (окислитель — жидкий кислород, горючее — керосин) с соотношением компонентов 2,39; тяга на земле 745 кН, в пустоте 941 кН; уд. импульс на земле 2430 м/с, в пустоте 3090 м/с; масса конструкции 1250 кг; масса залитого ЖРД 1350 кг; выс. (без рулевых камер) 2,86 м; диам. (без рулевых камер) 1,95 м; время работы на режиме гл. ступени 320 с. РД-108 аналогичен по конструкции *РД-107*, отличается в осн. числом рулевых камер (4) и конструкцией дросселя, предназнач. для изменения соотношения топливных компонентов (установлен в магистрали окислителя). Камеры, ТНА и ГГ — те же, что и в РД-107. Давление в осн. камерах 5,1 МПа, и они создают 85% тяги ЖРД. Частота вращения топливных насосов 130 $с^{-1}$, мощность ТНА 3240 кВт. ЖРД включается одновременно с двигателями первой ступени. Между различными модификациями РД-108, использовавшимися на РН для вывода КК «Восход» и «Союз», нет существенных различий. См. вкл. XXXVIII.

РД-111 — советский ЖРД конструкции ГДЛ — ОКБ, разработан в 1959—62 для 1-й ступени РН. Топливо двухкомпонентное: окислитель — жидкий кислород, горючее — керосин; тяга на земле 1407 кН, в пустоте 1628 кН; уд. импульс на земле 2700 м/с, в пустоте 3110 м/с; масса конструкции 1480 кг; масса залитого ЖРД 1650 кг; выс. 2,34 м; диам. 2,76 м. РД-111 содержит 4 камеры, ТНА, ГГ, агрегаты автоматики, раму и др. элементы. Камера ЖРД — со связанными оболочками, с регенеративным и завесным (от форсуночной головки) охлаждением горючим. Давление в камерах сгорания 7,85 МПа, на выходе из сопел 59 кПа. Камеры установлены на двигат. раме в подшипниках, оси к-рых расположены горизонтально в плоскостях курса и тангажа РН; путём поворота камер достигается полное управление полётом. Над камерами расположен горизонтально ТНА, связанный с ними сильфонными металлич. шлангами. ТНА содержит центробежные одноступенчатые насосы окислителя и горючего (со шнеками на входе) и двухступенчатую осевую активную турбину (мощность



ЖРД РД-111

8460 кВт). Насосы и турбины расположены соосно и вращаются с частотой 142 $с^{-1}$. Газ для привода ТНА вырабатывается в ГГ за счёт сжигания небольшой части топлива с избытком горючего. Отработ. газ выбрасывается через патрубок, снабжённый расширяющимся соплом. ЖРД регулируется по тяге аналогично ЖРД *РД-219* и по соотношению компонентов топлива — *РД-107*. Зажигание топлива в камерах и ГГ при запуске осуществляется от пиротехнич. устройств; раскрутка ТНА производится пороховым стартёром.

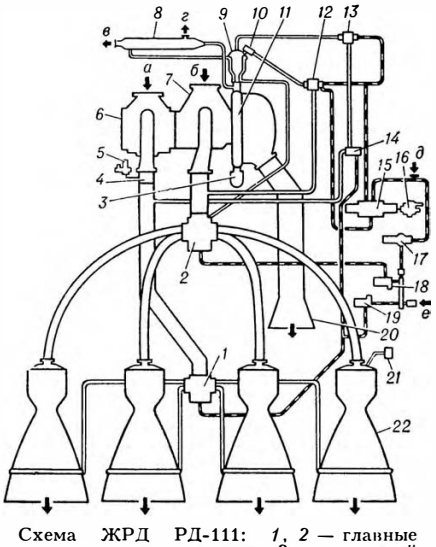


Схема ЖРД РД-111: *1, 2* — главные пуско-отсечные клапаны; *3* — пороховой стартёр; *4* — дроссель системы опорожнения баков; *5, 16* — электроприводы; *6, 7* — насосы; *8* — теплообменник; *9* — газогенератор; *10* — отсечный пироклапан; *11* — турбина; *12, 13, 15, 17* — редукторы давления; *14* — пуско-отсечный клапан; *18, 19* — управляющие электропневмоклапаны; *20* — выпускное сопло турбины; *21* — датчик давления системы регулирования тяги; *22* — камера; *а* — горючее; *б* — окислитель; *в, г* — газ для наддува баков; *д* — сжатый воздух от бортовых баллонов; *е* — сжатый воздух от наземной установки

РД-119 — советский ЖРД конструкции ГДЛ — ОКБ, разработан в 1958—62 для 2-й ступени РН «*Космос*». Топливо двухкомпонентное (окислитель — жидкий кислород, горючее — несимметричный диметилгидразин) с соотношением компонентов 1,5; тяга в пустоте 105 кН; уд. импульс в пустоте 3450 м/с; масса конструкции 168 кг; масса залитого ЖРД 179 кг; выс. 2,17 м; диам. (без учёта рулевых сопел) 1,02 м; время работы 260 с. РД-119 содержит камеру, ТНА, ГГ, рулевые сопла, агрегаты управления, раму и др. элементы. Камера ЖРД — со связанными оболочками, тракт *регенеративного охлаждения* образован оребрением огневой стенки в области камеры сгорания и горловины сопла, а также гофрированными проставками между стенками. Внутр. охлаждение камеры обеспечивается периферийными форсунками смесительной головки и питаемым автономно поясом завесы (см. *Завесное охлаждение*), установленным перед соплом. Давление в камере сгорания 7,89 МПа, на выходе из сопла 6,2 кПа. ТНА содержит два шнекоцентробежных топливных насоса и осевую двухступенчатую активную турбину с частотой вращения 350 $с^{-1}$ и мощностью 566 кВт, расположенные на двух соосных валах, к-рые связаны с помощью шлицевого соединения через короткий гибкий вал. На одном валу установлены насос горючего и (консольно) турбина, на другом — насос окислителя. Турбина приводится во вращение газом с темп-рой 1030 К, к-рый вырабатывается при термич. разложении горючего в ГГ; темп-ра, необходимая для начала разложения, обеспечивается сгоранием порохового заряда, размещённого в ГГ. Этот же заряд используется для начальной раскрутки турбины при запуске ЖРД.

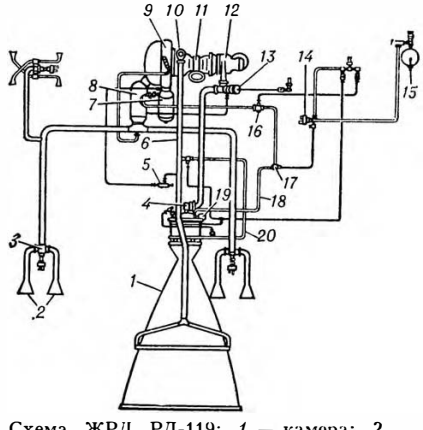


Схема ЖРД РД-119: *1* — камера; *2* — рулевые сопла; *3* — газораспределитель с электроприводом; *4* — отсечный пироклапан окислителя; *5* — смеситель; *6* — трубопровод горючего камеры; *7* — газогенератор; *8* — теплообменник-испаритель; *9* — турбина; *10, 16* — пуско-отсечные клапаны; *11* — насос горючего; *12* — насос окислителя; *13* — пусковой клапан окислителя; *14* — азотный редуктор с электроприводом; *15* — баллон со сжатым азотом; *17* — редуктор давления горючего; *18* — трубопровод горючего газогенератора; *19* — отсечный клапан горючего камеры; *20* — трубопровод горючего завесного охлаждения

Отработанный газ турбины истекает через три пары неподвижных рулевых сопел, снабжённых газораспределителями с электроприводами, обеспечивая управление полётом РН.

В РД-119 имеются агрегаты, вырабатывающие газ для наддува топливных баков. Бак окислителя наддувается продуктами испарения окислителя в теплообменнике, к-рый встроен в выхлопной

патрубок турбины. Бак горючего наддувается газом, образующимся при смешении части генераторного газа с горючим. Зажигание топлива в камере при включении ЖРД осуществляется от пиротехнич. устройства, устанавливаемого через сопло. Тяга регулируется изменением расхода рабочего тела ГГ. В конструкции камеры, ГГ, газораспределителей, системы газовых трубопроводов широко использованы титановые сплавы. При команде на включение РД-119 двигатель 1-й ступени (РД-214) ещё работает, и создаваемая им перегрузка обеспечивает поступление начальной порции топлива в двигатель. См. вкл. XXXVIII.

РД-214 — советский ЖРД конструкции ГДЛ — ОКБ, разработан в 1952—57 для прототипа 1-й ступени РН *«Космос»*. Топливо двухкомпонентное (окислитель — смесь окислов азота с азотной кислотой, горючее — продукт переработки керосина) с соотношением компонентов 3,97; тяга на земле 635 кН, в пустоте 730 кН; уд. импульс на земле 2255 м/с, в пустоте 2590 м/с; масса конструкции 645 кг; масса залитого ЖРД 755 кг; выс. 2,38 м; диам. 1,5 м; время работы 140 с. РД-214 имеет 4 камеры, ТНА, ГГ, агрегаты управления и др. элементы. Камеры ЖРД — со связанными оболочками, с регенеративным и завесным (от форсуночной головки) охлаждением горючим, с гофрированными проставками между стенками. Давление в камерах сгорания 4,36 МПа, на выходе из сопел 69 кПа. Камеры изготовлены из стали и скреплены в жёсткий блок, к к-рому сверху на спец. раме крепится ТНА. Он содержит 3 центробежных одноступенчатых насоса и осевую двухступенчатую активную турбину с частотой вращения 133 $с^{-1}$ и мощностью 1880 кВт, к-рые расположены на двух соосных валах, связанных с помощью шлицевого соединения через короткий гибкий вал. На одном валу установлены насос окислителя и (консольно) турбина, на другом — насосы горючего и 80%-ной перекиси водорода (для питания ГГ). Для бескавитационной работы топливных насосов перед их центробежными колёсами установлены осевые крыльчатки. Корпуса насосов, центробежные колёса и осевые крыльчатки изготовлены из алюминиевых сплавов, остальные детали ТНА стальные. ГГ аналогичен по конструкции газогенератору *РД-107*. Запуск ЖРД производится без предварит. ступени. Зажигание топлива в камере — химическое, при помощи пускового горючего (смесь ксилидина с триэтиламином), заливаемого в магистраль до гл. клапана горючего. Тяга регулируется изменением расхода рабочего тела через ГГ. РД-214 выключается через режим конечной ступени. Крепление ЖРД к ракете осуществляется с помощью опор, располож. в верхней части камер. Управление вектором тяги РД-214 производится при помощи газовых рулей (к конструкции ЖРД не относятся). См. вкл. XXXVIII.

РД-216 — советский ЖРД конструкции ГДЛ — ОКБ, разработан в 1958—60 для 1-й ступени одного из вариантов РН *«Космос»*. Топливо двухкомпонентное самовоспламеняющееся (окислитель — смесь окислов азота с азотной кислотой, горючее — несимметричный диметилгидразин); тяга на земле 1469 кН, в пустоте 1728 кН; уд. импульс на земле 2429 м/с, в пустоте 2857 м/с; масса конструкции 1325 кг; масса залитого ЖРД 1515 кг; выс. 3,49 м; диам. 2,3 м; время работы ~ 170 с. ЖРД состоит из 2 идентичных двигат. блоков, объединённых рамой крепления с РН и имеющих общую систему запуска. Двигательные блоки аналогичны по конструкции *РД-219*. Осн. отличия от РД-219: сопла камер рассчитаны на меньшую степень расширения газа (от давления 7,35 МПа до 43 кПа), отсутствуют дроссель системы опорожнения баков и сопло для расширения отработ. газов турбины, ТНА имеет мощность 3270 кВт при частоте вращения 155 $с^{-1}$. Управление вектором тяги РД-216 производится при помощи газовых рулей (к конструкции ЖРД не относятся).

РД-219 — советский ЖРД конструкции ГДЛ — ОКБ, разработан в 1958—61 для 2-й ступени РН. Топливо двухкомпонентное самовоспламеняющееся (окислитель — смесь окислов азота с азотной кислотой, горючее — несимметричный диметилгидразин) с соотношением компонентов 2,5; тяга в пустоте 883 кН; уд. импульс в пустоте 2875 м/с; масса конструкции 665 кг, залитого ЖРД 755 кг; выс. 2,04 м; диам. 2,2 м; время работы 125 с. ЖРД содержит 2 камеры, питающий их ТНА, ГГ, агрегаты автоматики, двигательную раму и др. элементы. Камеры соединены спец. рамой, к к-рой крепится ТНА, располож. горизонтально между камерами в области их горловин.

Камеры изготовлены из стали и по конструкции аналогичны применяемым в *РД-107*, но в них используются исключительно однокомпонентные форсунки и гофрированные проставки (для соединения стенок) на всей длине корпуса. Давление в камерах сгорания 7,35 МПа, на выходе из сопел 27 кПа. ТНА содержит 2 топливных шнекоцентробежных насоса с двусторонними входами и осевую двухступенчатую активную турбину, расположенные на двух валах: на одном — насос окислителя и (консольно) турбина, на другом — насос горючего. Крутящий момент между валами передаётся через короткий гибкий вал. Мощность ТНА 3570 кВт, частота вращения 158 $с^{-1}$. Крыльчатки, шнеки и корпуса насосов изготовлены из алюм. сплавов, ротор и коллекторы турбины — из никелевых сплавов; другие основные детали ТНА — стальные. Газ для привода ТНА (его температура 1100 К) вырабатывается в ГГ за счёт сжигания небольшой части топлива (1,8%) с избытком горючего. ГГ — с цилиндрич. одностенным корпусом, охлаждаемым завесой горючего (см. *Завесное охлаждение*), к-рая создаётся форсуночной головкой. ГГ изготовлен из сталей и никелевого сплава. Отработанный газ ТНА выбрасывается через расширяющееся сопло, создающее тягу св. 8 кН. Агрегаты автоматики срабатывают от электро- и пирокоманд, а также управляющего давления азота, к-рый поступает к редуктору из бортовых баллонов.

ЖРД запускается сразу на гл. ступень. Предварительно производится открытие пиромембранных клапанов, установл. на входе в насосы, и компоненты топлива заполняют насосы и пусковые бачки. Начальная раскрутка ТНА происходит при закрытых топливных клапанах, установл. на выходе из насосов, а необходимое для раскрутки топливо вытесняется в ГГ из пусковых бачков азотом. По мере увеличения давления топливные клапаны открываются и ГГ переключается на питание от насосов. ЖРД регулируется по тяге — изменением расхода топлива через ГГ (команды поступают от системы регулирования *кажущейся скорости* РН) и по соотношению компонентов топлива — изменением расхода окислителя через камеры (команды поступают от системы опорожнения баков на электропривод дросселя, установл. за насосом). При выключении ЖРД прекращается подача топлива последовательно в ГГ и камеры. Одновременно с выключением камер производится дренаж горючего из охлаждающих трактов с целью уменьшения импульса последействия тяги. См. вкл. XXXVIII. *В. И. Прищепа.*

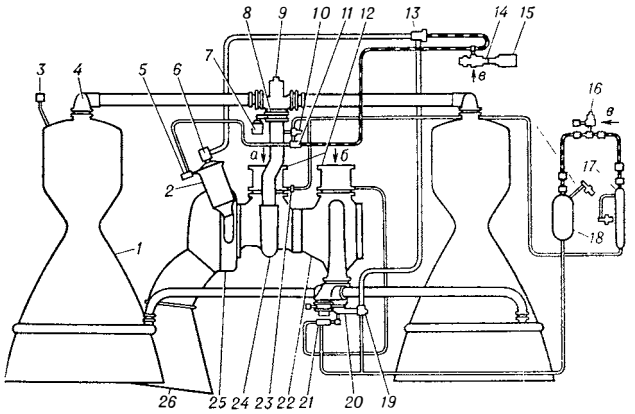


Схема ЖРД РД-219: *1* — камера; *2* — газогенератор; *3* — датчик давления системы регулирования тяги; *4—6* — отсечные клапаны; *7, 15* — электроприводы; *8* — дроссель системы опорожнения баков: *9* — главный пусковой клапан; *10, 19* — пусковые блоки обратных клапанов; *11, 13, 14* — редукторы давления; *12* — разделительные пиромембранные клапаны; *16* — пусковой электропневмоклапан; *17, 18* — пусковые бачки; *20* — главный пуско-отсечный клапан; *21, 23* — клапаны заправки пускового бачка; *22, 24* — насосы; *25* — турбина; *26* — выпускное сопло; *а* — окислитель; *б* — горючее; *в* — сжатый азот от бортовых баллонов

РД-253 — советский ЖРД конструкции ГДЛ — ОКБ, разработан в 1961—65 для 1-й ступени РН *«Протон»*. Топливо двухкомпонентное самовоспламеняющееся (окислитель — четырёхокись азота, горючее — несимметричный диметилгидразин); тяга на земле 1474 кН, в пустоте 1635 кН; уд. импульс на земле 2795 м/с, в пустоте 3100 м/с; масса конструкции 1280 кг, залитого ЖРД 1460 кг; выс. 2,72 м; макс. диам. камеры 1,5 м; время работы 130 с. ЖРД содержит камеру, ТНА, ГГ, агрегаты автоматики и др. элементы. После насосов окислитель с небольшой частью горючего направляются в ГГ, а остальная часть горючего — в тракт *регенеративного охлаждения* камеры. Окислит. генераторный газ после привода турбины поступает по газоводу в камеру сгорания, где дожигается с горючим, прошедшим тракт охлаждения.

Камера ЖРД — со связанными оболочками, содержит форсуночную головку и корпус с гофрированными проставками (на выходе из сопла) и оребрённой

внутр. стенкой. Она защищена от прогара дополнительно жаростойким керамич. покрытием и газожидкостной плёнкой, создаваемой подачей горючего из охлаждающего тракта через 2 пояса отверстий. Давление в камере сгорания 14,7 МПа, на выходе из сопла 61 кПа. Плотность теплового потока, поступающего в стенку камеры, достигает 120 МВт/м². ТНА содержит 2 топливных шнекоцентробежных насоса с двусторонними входами и осевую реактивную турбину, расположенные на двух валах: на одном — насос окислителя и турбина, на другом — насос горючего. Крутящий момент между валами передаётся через промежуточный короткий гибкий вал. Насос горючего — двухступенчатый: 1-я ступень питает камеру, 2-я — ГГ. Во входной магистрали окислителя установлен эжектор. Мощность ТНА 18,74 МВт, частота вращения 231 с⁻¹. ГГ — сферич. формы, охлаждаемый окислителем. В ГГ поступает ок. 75% всего топлива и вырабатывается газ с температурой 780 К и давлением ~ 24 МПа.

Конструктивная надёжность ЖРД при давлении в его магистралях, достигающем 40 МПа, обеспечена широким применением сварки: в осн. магистралях насчитывается всего 11 разъёмов. К.-л. системы вспомогат. рабочих тел отсутствуют. Запуск происходит на самотёке топлива. Операции включения и выключения обеспечиваются 9 пироклапанами простой конструкции. С целью регулирования ЖРД по тяге и соотношению компонентов топлива в его магистралях установлены регулятор и дроссель, работающие от электроприводов. Имеются также небольшие ГГ, в к-рых вырабатывается газ для наддува топливных баков РН. Узлы крепления ЖРД к РН обеспечивают возможность поворота его в вертик. плоскости с целью управления вектором тяги. Для защиты агрегатов ЖРД от воздействия реактивной струи предусмотрены теплоизоляц. экраны. РД-253 — самый мощный однокамерный ЖРД, работающий на высококипящем ракетном топливе (1983). См. вкл. XXXVIII.

М. Р. Гнесин.

РД-301 — советский ЖРД конструкции ГДЛ — ОКБ, созданный в сер. 70-х гг. для верхних ступеней РН и разгонных блоков. Топливо двухкомпонентное самовоспламеняющееся (окислитель — жидкий фтор, горючее — жидкий аммиак) с соотношением компонентов 2,7; тяга в пустоте 98,1 кН; уд. импульс в пустоте 3928 м/с; время работы 750 с при многократном включении. РД-301 содержит камеру, ТНА, ГГ, работающий на основных компонентах топлива, агрегаты автоматики и др. элементы. ЖРД выполнен по схеме с дожиганием восстановительного генераторного газа в камере (4400К). Она охлаждается горючим; в дополнение к регенеративному предусмотрено внутреннее охлаждение, обеспечиваемое периферийными форсунками и поясами завесы. Давление в камере сгорания 11,8 МПа, на выходе из сопла 6 кПа. ТНА — одновальный, мощностью 1265 кВт, с частотой вращения 470 с⁻¹. Запуск и включение ЖРД производятся при помощи электропневмоклапанов, управляемых гелием. В линии окислителя ГГ предусмотрен регулятор расхода с электроприводом для регулирования тяги; аналогичный регулятор, установленный в линии горючего камеры, обеспечивает изменение соотношения топливных компонентов. ЖРД снабжён карданным подвесом (на форсуночной головке камеры) и парой поворотных сопел крена (с электроприводами), в к-рые поступает газифицированное горючее из охлаждающего тракта ГГ. Указанные узлы, предназнач. для управления полётом РН, отсутствовали в первонач. конструкции ЖРД, к-рая разрабатывалась для однократного запуска. РД-301 — единственный фторный ЖРД в мире, прошедший полный объём стендовых испытаний, включая официальные.

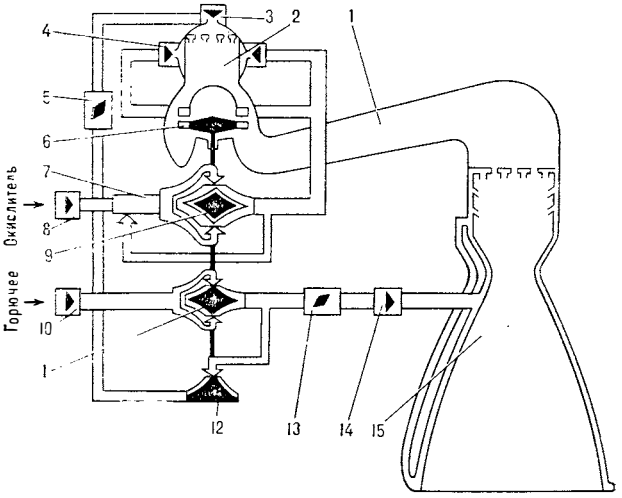
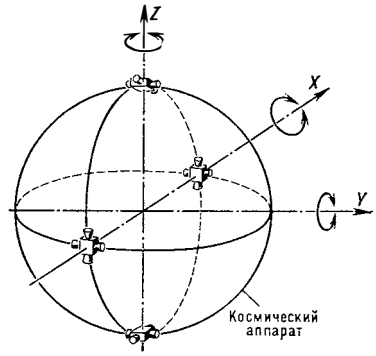
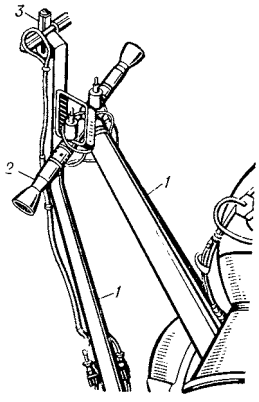


Схема ЖРД РД-253: *1* — газовод; *2* — газогенератор; *3, 4, 8, 10, 14* — пироклапаны; *5* — регулятор; *6* — турбина; *7* — струйный преднасос; *9, 11, 12* — насосы; *13* — дроссель; *15* — камера.

РЕАКТИ́ВНАЯ СИСТЕ́МА УПРАВЛЕ́НИЯ космическим аппаратом — система управления пространств. положением КА, использующая ракетные двигательные установки в качестве *исполнительных органов*. Характерным признаком Р. с. у. является наличие РД, установл. неподвижно в плоскостях стабилизации КА таким образом, что линии действия их векторов тяги проходят не через центр масс КА, а на нек-ром расстоянии от него, создавая т. н. плечо тяги. Число РД в Р. с. у. чётное; для трёхосной системы ориентации не меньше 6 (3 пары). Включением различных РД достигается вращат. и поступат. движение КА с целью *ориентации, стабилизации*, малых коррекций орбиты и скорости полёта КА, проведения стыковки и расстыковки, *гашения кинетического момента* маховых масс и осуществления др. операций, не требующих больших затрат энергии. Управляющие РД являются преимущественно ЖРД и *газовыми ракетными двигателями*. РДТТ применяются в осн. для нач. раскрутки небольших ИСЗ и последних ступеней РН с целью их стабилизации. В немногих Р. с. у. используются экспериментальные ЭРД. Тип РД для конкретной Р. с. у. определяется прежде всего необходимым суммарным *импульсом тяги*. Теоретически с увеличением этого параметра становятся всё более выгодными РД с высоким уд. импульсом. На тяжёлых автоматич. и пилотируемых КА применяются ЖРД, работающие на одно- или двухкомпонентном топливе. Для менее тяжёлых КА предпочтение часто отдаётся менее экономичным РД, напр. пневматическим, к-рые просты по конструкции и надёжны, не ограничены по уровню тяги и диапазону регулирования, имеют хорошие динамич. характеристики и малую стоимость, способны работать при самых разнообразных внешних условиях. Тяга управляющих РД обычно не регулируется и находится чаще в диапазоне от малых долей Н до ~ 1 кН. По характеру работы большинство этих РД являются *импульсными ракетными двигателями*.



Расположение блоков управляющих РД реактивной системы управления на КА



РД реактивных систем управления КА «Луна-17»: *1* — выносная штанга; *2* — ЖРД стабилизации (укреплены на блоке основных топливных баков); *3* — пневматический РД астроориентации (укреплены на сбрасываемом отсеке)

В комплект Р. с. у. могут входить РД, различающиеся по тяге более чем в 10 раз. При этом РД большей тяги используются, напр., для т. н. жёсткой стабилизации КА, когда приходится компенсировать сравнительно большие возмущения (при включении осн. РД, разделении, стыковке). РД меньшей тяги применяются для т. н. мягкой стабилизации, проведения точных манёвров и т. д. В КА управляющие РД обычно работают в режиме кратковременных включений, по числу к-рых они многократно превосходят др. РД. Большинство включений является результатом работы Р. с. у. по т. н. предельному циклу, когда положение КА поддерживается в определ.

пределах; они обусловлены выбранной «зоной нечувствительности», внутри к-рой РД не работают. К динамич. характеристикам Р. с. у. предъявляются высокие требования, поскольку, напр., запаздывание по включению и выключению РД приводит к увеличению амплитуды и угловой скорости колебаний КА. Р. с. у. могут обеспечить функционирование КА (напр., геосинхронного ИСЗ) в течение 5—10 лет. Их высокая надёжность достигается конструктивной простотой и резервированием элементов (включая РД и Р. с. у. в целом). В РН спец. Р. с. у. применяются гл. обр. на последних ступенях. См. также *Микродвигатель* ракетный, *Управление движением*, *Активная система управления ориентацией*. *В. И. Прищепа.*

РЕАКТИ́ВНАЯ ТЯ́ГА — см. *Тяга.*

РЕАКТИ́ВНЫЕ ГРУ́ППЫ (секции, кружки) — общественные орг-ции, существовавшие в СССР в 20—30-х гг. В Р. г. велись лекционная и печатная пропаганда, подготовка инженерных кадров — специалистов по ракетной технике, разрабатывались ракеты и РД.

Московская группа изучения реактивного движения (МосГИРД). Создана в Москве при н.-и. секторе Центрального совета (ЦС) Осоавиахима осенью 1931; объединяла отд. энтузиастов ракетной техники. МосГИРД вела лекционную пропаганду, организовала осенью 1932 курсы по теории реактивного движения и начала работы по проектированию авиац. ЖРД ОР-2 и ракетопланёра РП-1. МосГИРД оказывала помощь группам и кружкам по изучению реактивного движения в других городах СССР. Летом 1932 ЦС Осоавиахима предоставил МосГИРД помещение и начал субсидировать её работы. В сент. 1933 МосГИРД вошла в состав *Реактивного научно-исследовательского института* (РНИИ). Пропагандистские и просветит. функции МосГИРД были переданы в Р. г. Осоавиахима, продолжавшую работу до кон. 30-х гг. (см. *Группа изучения реактивного движения*).

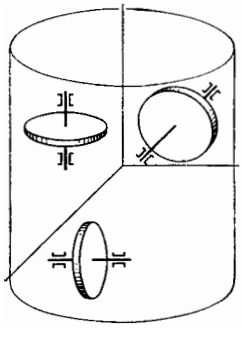
Ленинградская группа изучения реактивного движения (ЛенГИРД). Создана в Ленинграде при Бюро возд. техники обл. совета Осоавиахима в нояб. 1931 с целью объединения усилий энтузиастов ракетной техники. Была наиболее многочисл. ГИРД (в 1932 в её состав входило св. 400 человек). Большую помощь в организации ЛенГИРД и её работе оказали сотрудники *Газодинамической лаборатории*. В ЛенГИРД велась пропаганда ракетной техники, организовывались показательные запуски небольших пороховых ракет, разрабатывались фоторакета, ракета Разумова — Штерна с ротативным ЖРД, метеорологич. ракета и др. Осенью 1932 при ЛенГИРД были организованы курсы по изучению реактивного движения. В 1934 ЛенГИРД была преобразована в Секцию реактивного движения, в к-рой проводились опыты по воздействию перегрузок на живые организмы и велись (вплоть до нач. 2-й мировой войны) разработка и испытание модельных ЖРД и ракет оригинальных схем.

ГИРД были созданы также в Баку, Тифлисе, Архангельске, Новочеркасске, Брянске и др. (гирдовская работа проводилась в 90 пунктах страны).

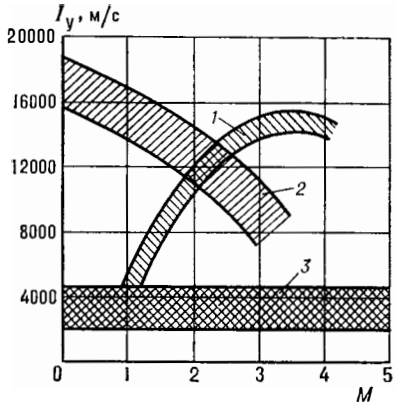
Реактивная группа (секция) Стратосферного комитета Осоавиахима.

Создана в Москве в янв. 1934 на базе МосГИРД. Работала до 1938. В Р. г. под рук. А. И. Полярного была спроектирована метеорологич. ракета с ЖРД, прошедшая лётные испытания. В качестве компонентов топлива использовались жидкий кислород и этиловый спирт. Р. г. впервые создала и испытала ракету с ПВРД на второй ступени (конструкции И. А. Меркулова). Всего коллектив Р. г. спроектировал 4 типа ракет; из них 3 типа ракет были построены. В Р. г. Стратосферного комитета Авиавнито проектировались экспериментальные жидкостные ракеты. В Р. г. проводились работы по ракетному моделизму. Р. г. (секции) при лётных орг-циях Осоавиахима были созданы также в Ленинграде, Харькове, Горьком. *Л. М. Александрова.*

РЕАКТИ́ВНЫЕ МАХОВЫ́Е МА́ССЫ — *инерционные исполнительные органы* систем ориентации, выполненные в виде маховиков (*гироскопов*) с регулируемой частотой вращения; одностепенные гироскопические стабилизаторы. При изменении частоты вращения (разгоне или торможении) маховиков развиваются моменты реакции (отдачи), к-рые используются как управляющие моменты, воздействующие на КА. В большинстве случаев применяют три Р. м. м., создающие управляющие моменты относительно каждой из трёх осей КА (см. рис.).



РЕАКТИ́ВНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ, двигатель прямой реакции — устройство, создающее движущую силу в результате истечения из него струи вещества (*рабочего тела*), обладающей кинетической энергией. Возникающая при этом сила наз. реактивной силой, или тягой, и направлена противоположно истечению рабочего тела. В отличие от двигателей других видов, в Р. д. отсутствует спец. устройство — движитель (типа колеса, гусеницы, гребного или возд. винта и т. д.); движителем является сам Р. д. Для работы Р. д. требуются первичная энергия и рабочее тело. Энергия может содержаться в рабочем теле (потенц. энергия сжатого газа, хим. энергия сжигаемого топлива), в отд. источнике (напр., в ядерном горючем) или поступать из окружающей среды (солнечная энергия). Различают два осн. класса Р. д.: *ракетные двигатели* (РД) и воздушно-реактивные двигатели (ВРД). Рабочее тело РД запасено (в виде газообразных, жидких или твёрдых веществ) в аппарате, на к-ром установлен РД. В ВРД осн. массу рабочего тела составляет окружающий атм. воздух, к-рый используется в качестве окислителя при сжигании жидкого или твёрдого горючего, размещённого в аппарате. Возможны *комбинированные реактивные двигатели* (КРД), сочетающие в себе признаки РД и ВРД. По аналогии с ВРД могут существовать Р. д., использующие вместо воздуха др. окружающую среду, напр. воду. Р. д. эффективны лишь при движении с большой



Зависимость удельного импульса от скорости полёта (числа *M*) для реактивных двигателей различных типов: *1* — прямоточный воздушно-реактивный двигатель; *2* — турбореактивный двигатель; *3* — химический ракетный двигатель

скоростью, поэтому их осн. область применения — ЛА разл. типов. ВРД используется гл. обр. в авиации, РД — в ракетной технике и космонавтике. При скоростях и высотах полёта совр. самолётов ВРД намного экономичнее РД на хим. топливе (расход атм. воздуха через ВРД не учитывается). ВРД работают непрерывно в течение неск. ч, их ресурс достигает мн. тыс. ч, в то время как маршевые РД работают неск. мин и рассчитаны (за нек-рым исключением) на однократное применение. Осн. преимущества РД перед ВРД состоят в их способности работать при любых скоростях и высотах полёта (тяга РД не зависит от скорости и даже возрастает с высотой), в малых массе и габаритах. Кроме того, у РД диапазон возможных значений тяги неизмеримо выше, чем у ВРД. В космонавтике применяются только РД, к-рые обеспечивают достижение космич. скоростей и различные перемещения в космосе.

РЕАКТИ́ВНЫЙ ЛЕТА́ТЕЛЬНЫЙ АППАРА́Т — общее наименование класса аппаратов, полёт к-рых основан на принципе прямой реакции. К ним относятся: *ракетные летательные аппараты*, в к-рых реактивная струя формируется из рабочего тела, заключённого в самом аппарате; аппараты, в к-рых реактивная струя формируется с использованием кислорода воздуха. Последние могут совершать длит. полёты только в пределах достаточно плотных слоёв атмосферы (реактивные самолёты, беспилотные ЛА с ВРД и др.).

РЕАКТИ́ВНЫЙ НАУ́ЧНО-ИССЛЕ́ДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУ́Т (РНИИ) — советская научно-исследовательская и опытно-конструкторская организация для теоретической и практической разработки вопросов реактивного движения. РНИИ сформирован в Москве 21 сент. 1933 на базе *Газодинамической лаборатории* (ГДЛ) и Московской *Группы изучения реактивного движения* (МосГИРД). Постановлением Совета Труда и Обороны от 31 окт. 1933 РНИИ передан в ве-

дение Народного комиссариата тяжёлой пром-сти. Начальником РНИИ был назначен И. Т. *Клеймёнов*, заместителем — сначала С. П. *Королёв*, а с янв. 1934 — Г. Э. *Лангемак*. Научное руководство РНИИ осуществлял Технич. совет в составе Лангемака (председатель), В. П. *Глушко*, В. И. Дудакова, Королёва, Ю. А. *Победоносцева*, М. К. *Тихонравова*. Почётным членом совета был избран К. Э. *Циолковский*. Науч. отделы РНИИ охватывали опытно-конструкторскими разработками все осн. направления ракетной техники. Под рук. Лангемака разрабатывались пороховые реактивные снаряды и пусковые установки (ПУ) различного назначения. К 1937—38 на основе работ, проведённых ранее в ГДЛ, были усовершенствованы реактивные снаряды двух калибров РС-82 и РС-132, а для стрельбы этими снарядами — пусковые станки, монтировавшиеся под крыльями самолётов. Осуществлён перевод РС на шашки из нитроглицеринового пороха вместо ранее освоенного пироксилин-тротилового. Порох нового состава обладал большей теплотой сгорания и отвечал требованиям крупномасштабного произ-ва (т. н. проходное прессование шашек). В 1939 снаряды успешно прошли боевые испытания в Монголии у р. Халхин-Гол во время боевых действий против япон. войск, а затем широко применялись во время Великой Отечеств. войны 1941—45. С 1938 в РНИИ начаты работы по созданию опытных образцов многозарядной самоходной ПУ с РС-132 для реактивной артиллерии сухопутных войск. В 1939 установка и РС прошли заводские и полигонные испытания. В 1940 на з-дах Наркомата боеприпасов СССР с участием РНИИ было освоено промышл. производство РС-132, а в 1941 на воронежском з-де им. Коминтерна начата работа над серийным образцом ПУ для РС-132 (создание серийного образца закончено в авг. 1941 на Моск. з-де «Компрессор» и его СКБ). В сент.—окт. 1941 СКБ з-да «Компрессор» (при участии РНИИ) разработало ПУ БМ-8-24 для РС-82 на танке Т-40. В годы войны РНИИ совместно с промышленностью создало реактивные снаряды М-20, М-31, М-13ДД (см. «*Катюша*»).

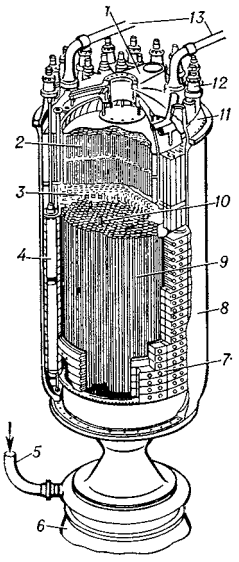
Разработкой ЖРД занимались два подразделения. В первом (руководитель Глушко) велись работы над ЖРД типа *ОРМ* (на азотной кислоте и керосине); были созданы ЖРД ОРМ-65 и газогенератор ГГ-1 (первый для установки на ракетопланёре и крылатых ракетах, второй — на мор. торпеде). Оба агрегата прошли официальные испытания с высокими показателями и были рекомендованы для дальнейшей эксплуатации. Второе подразделение (руководитель Тихонравов) работало со спирто-кислородными ЖРД для крылатых и баллистич. ракет.

С 1936 под руководством Королёва разрабатывались крылатые ракеты: 212 с гироскопич. автопилотом и 301 с радиокомандной системой наведения, оснащённые ОРМ-65, а также серия ракет 217-П на РДТТ. Вопросами устойчивости полёта ракет занимался Б. В. Раушенбах, теоретич. исследованиями в области высотных ракет А. А. *Штернфельд*. В 1937 начались работы по установке на ракетопланёре *РП-318* двигателя ОРМ-65, а с 1938 его модификации — двигателя РДА-1-150. В 1942 в РНИИ был создан ЖРД *Д-1-А-1100* (имевший вытеснительную подачу топлива и дроссельную систему регулирования тяги), к-рый применялся на самолёте БИ. В 1944 для этого самолёта под рук. А. М. *Исаева* создан РД-1.

Проводились также исследования компонентов ракетных топлив для ЖРД, определение коррозионной стойкости металлов, работающих в среде азотной кислоты и её растворов. Разрабатывался процесс получения тетранитрометана в лабораторных условиях и проводились др. работы по определению характеристик ракетных топлив.

В РНИИ были продолжены работы ГДЛ по отработке ускорителей для взлёта самолёта; работы вёл Дудаков. При испытаниях ракетного старта бомбардировщика ТБ-1 с шестью камерами РДТТ длина пробега сократилась в 4 раза. В 1944 РНИИ был реорганизован. С 1936 издавался сб. «Ракетная техника». В 1942 РНИИ был награждён орденом Красной Звезды. Учитывая большой вклад РНИИ в развитие отечеств. ракетостроения, в 1966 кратерной цепочке (дл. 350 км) на Луне присвоено наименование РНИИ. *В. Н. Галковский.*

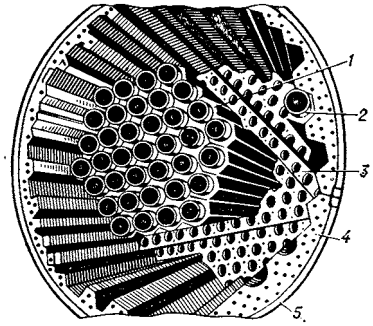
РЕА́КТОР ядерного ракетного двигателя — основной агрегат *ядерного ракетного двигателя*, в к-ром осуществляется управляемая цепная реакция деления ядерного горючего и за счёт выделяющейся теплоты исходное рабочее тело превращается в высокотемпературный газ. Отличается от энергетич. Р., используемых на атомных электростанциях, надводных и подводных судах, значительно более напряжённым рабочим процессом, малыми размерами



Реактор ЯРД: *1* — узел крепления к КА; *2* — внутренний радиационный защитный экран; *3* — узел подвески активной зоны; *4* — регулирующий барабан; *5* — трубопровод подвода рабочего тела; *6* — реактивное сопло; *7* — отражатель; *8* — силовой корпус; *9* — тепловыделяющий элемент; *10* — центральный регулирующий стержень; *11* — крышка; *12* — привод регулирующего барабана; *13* — трубопроводы системы охлаждения

и массой, кратковременностью переходных процессов и небольшим ресурсом. Р. ЯРД имеет форму цилиндра и состоит из активной зоны, где непосредственно осуществляется ядерная реакция, внеш. кольцевого отражателя нейтронов, управляющих органов, силового корпуса и др. элементов.

Активная зона содержит ядерное горючее — делящееся вещество (обычно уран, обогащённый на 90—95% изотопом ^{235}U), заключённое в *тепловыделяющих элементах* (ТВЭЛах), и замедлитель, к-рый может входить в состав ТВЭЛов, будучи однородно перемешан с горючим (гомогенный Р.), либо размещаться отдельно (гетерогенный Р.). Замедлитель служит для уменьшения нач. энергии нейтронов деления, что облегчает протекание реакции деления и в итоге позволяет снизить загрузку горючего (она составляет обычно от неск. кг до десятков кг). В качестве замедляющих материалов используются графит, бериллий, окись и карбид берил-



Активная зона гетерогенного реактора: *1* — блок замедлителя с гнездом для тепловыделяющего элемента; *2* — гнездо для регулирующего поворотного барабана; *3* — отражатель с отверстиями для протока охладителя; *4* — периферийный блок отражателя; *5* — корпус реактора

лия; реже (из-за малой жаростойкости) — гидриды циркония и др. металлов. По энергетич. спектру нейтронов Р. с замедлителем является тепловым или промежуточным. В ЯРД могут использоваться также быстрые Р., в к-рых замедлитель отсутствует. При большей потребной загрузке горючего быстрые Р. имеют, однако, меньшие размеры и массу.

Отражатель нейтронов препятствует бесполезному рассеянию нейтронов во внеш. пространство, и его применение позволяет значительно снизить загрузку горючего. Он выполняется из бериллия, окиси бериллия или графита.

Простейшими органами управления Р. (теплового и промежуточного) являются регулирующие стержни, размещаемые в активной зоне или отражателе, и поворотные барабаны, устанавливаемые на периферии Р. Стержни содержат вещества, сильно поглощающие тепловые нейтроны (бор, кадмий, нек-рые редкоземельные элементы), и степень погружения их в Р. определяет кол-во актов деления в единицу времени и в итоге уровень энерговыделения в Р., т. е. его тепловую мощность; пуск Р. достигается выводом из него стержней. Аналогично действуют поворотные барабаны: на их боковых сторонах укреплены пластины из веществ — поглотителей нейтронов, к-рые при повороте барабанов вводятся в активную зону или выводятся из неё.

Как правило, в силовом корпусе Р. над активной зоной размещают внутр. радиационный защитный экран, снижающий интенсивность опасного нейтронного и гамма-излучения, выходящего из Р. Замедлитель, отражатель, органы управления, защитный экран и корпус Р. охлаждаются (рабочим телом) для исключения их перегрева вследствие поглощения излучения Р.

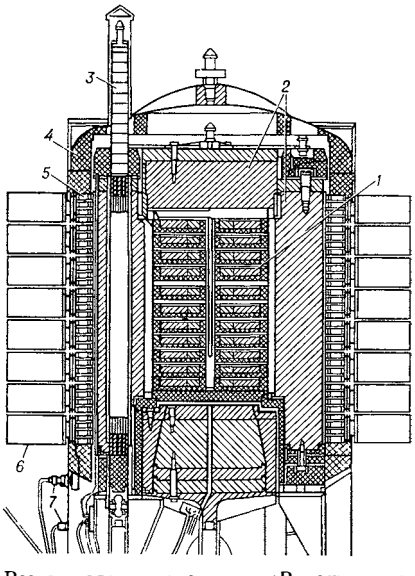
Осн. нагрев рабочего тела в Р. происходит при прохождении его по продольным каналам ТВЭЛов активной зоны. Поскольку ТВЭЛы находятся в твёрдом состоянии, то описанный Р. (и соответственно ЯРД) наз. твёрдофазным. Перспективен *газофазный ядерный ракетный*

двигатель, в Р. к-рого ядерное горючее должно находиться в состоянии высокотемпературного газа (плазмы).

В. Н. Хазов.

РЕА́КТОР-ЭЛЕКТРОГЕНЕРА́ТОР — источник электрической энергии в *ядерной энергетической установке*, действие к-рого основано на использовании статических преобразователей тепловой энергии, выделяемой ядерным реактором, в электрическую. В качестве преобразователя в Р.-э. обычно используются *термоэмиссионные преобразователи*. Принципиально возможны Р.-э. с термоэмиссионными преобразователями, встроенными в объём активной зоны реактора, и с преобразователями, размещёнными на наружной поверхности активной зоны. В последней схеме возможно также использование *термоэлектрических преобразователей*.

Существуют термоэмиссионные преобразователи коаксиального типа. Внутри каждого преобразователя размещается тепловыделяющий элемент — катод, одновременно выполняющий роль оболочки ядерного горючего, снаружи коаксиально расположен анод. Отвод теплоты с анода осуществляется теплоносителем (обычно жидкометаллич., напр., литием), к-рый циркулирует по замкнутому контуру между Р.-э. и *радиационным теплообменником*; для этой же цели могут использоваться *тепловые трубы*. Неск. последовательно соединённых термоэмиссионных преобразователей в виде длинного стержня представляют собой т. н. электрогенерирующий канал, к-рый устанавливается в гнёздах активной зоны. Электрогенерирующие каналы коммутируются в последовательно-параллельные цепи в зависимости от требуемого выходного напряжения Р.-э. При размещении преобразователя на наружной поверхности активной зоны рационально применение термоэмиссионных преобразователей с плоскими электродами. Передача теплоты от активной зоны к катодам осуществляется излучением или за счёт теплопроводности через изоляцию между катодами и активной зоной, отвод теплоты — непосредственно излучением в космос с помощью излучающей поверхности.

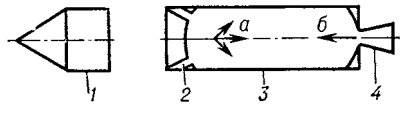


Реактор-электрогенератор «Ромашка» с термоэлектрическими преобразователями, размещёнными вокруг активной зоны: *1* — активная зона; *2* — отражатель нейтронов; *3* — регулирующие стержни; *4* — корпус; *5* — термоэлектрический преобразователь; *6* — ребристый излучатель для отвода тепла; *7* — выходные клеммы

Применение Р.-э. с встроенными преобразователями эффективно при мощностях от 50—100 до неск. тыс. кВт. Уд. масса таких Р.-э. (на ед. мощности) зависит от мощности Р.-э., параметров термоэмиссионных преобразователей, требований *радиационной защиты* и может составлять 2—50 кг/кВт. При мощностях до неск. кВт рационально использование Р.-э. с преобразователями, размещёнными на наружной поверхности реактора. Уд. масса таких Р.-э. может составлять 100—200 кг/кВт. Примером такого Р.-э. с термоэлектрич. преобразователями является Р.-э. «Ромашка», созданный и испытанный в СССР в 1962—64. В СССР, США, ФРГ и др. странах ведутся интенсивные исследования и экспериментальные работы по различным типам Р.-э. Применение Р.-э. требует радиационной защиты.

С. А. Худяков, В. П. Полуэктов.

РЕ́ВЕРС ТЯ́ГИ (англ. reverse, от лат. revertor — поворачиваю назад, возвращаюсь) ракетного двигателя твёрдого топлива — изменение направления действия тяги РДТТ на противоположное. Производится при выключении РДТТ для обеспечения надлежащего разделения ступеней ракет и отделения полезного груза по достижении заданных параметров движения. Р. т. создаётся установл. на корпусе или сопловом блоке РДТТ соплами противотяги, к-рые обращены противоположно осн. соплу. Эти сопла снабжены крышками или мембранами, открывающимися при срабатывании пироустройств. См. *Ракетный двигатель твёрдого топлива*.



Отделение полезного груза от РН с использованием реверса тяги: *1* — полезный груз; *2* — реверсивное сопло; *3* — РДТТ; *4* — основное сопло; *а* — тяга реверсивных сопел; *б* — тяга основного сопла

РЕГЕНЕРАТИ́ВНОЕ ОХЛАЖДЕ́НИЕ — распространённый способ охлаждения газогенераторов и камер ЖРД, при к-ром в качестве охладителя используются компоненты топлива (обычно горючее), протекающие по каналам в стенках агрегатов перед поступлением в зону горения; теплота, затраченная на нагрев охладителя, возвращается вместе с ним в зону горения (регенерируется). Для эффективного Р. о. темп-ра охладителя должна быть меньше темп-ры плёночного кипения, термич. или каталитич. разложения, коксования. Потери давления в охлаждающем тракте составляют обычно 1—10 МПа.

РЕГЕНЕРА́ЦИЯ ВОДЫ́ (от позднелат. regeneratio — возрождение, восстановление) — получение питьевой воды из влагосодержащих отходов жизнедеятельности человека и *биокомплекса*. Источниками воды являются моча, сан.-бытовые воды, *конденсат* атм. влаги, собираемый в кабине. Способы Р. в. могут быть разделены на 2 группы: с малым потреблением энергии — сорбция, фильтрация, коагуляция, применение полупроницаемых мембран, *электродиализ*, и энергоёмкие способы — дистилляция, каталитическое окисление, *лиофилизация* и др. Способы 1-й группы применяются при Р. в. из жидкостей с меньшим кол-вом примесей (конденсат атм. влаги, транспирац. вода). Моча обрабатывается при высоких темп-рах в сочетании с вакуумом (вакуумная дистилляция), что требует большого расхода энергии. Для длит. космич. полётов перспективны методы вымораживания и лиофилизации (молекулярная сушка) с использованием космич. вакуума, энергии Солнца и холода на теневой стороне КА. Для доведения регенерированной воды до кондиций питьевой необходимо проводить *обогащение воды*. Р. в. из конденсата атмосферной влаги осуществлена на сов. орбит. станции «Салют». Звено Р. в.— неотъемлемая часть *замкнутой биотехнической системы*. См. *Водообеспечение*.

РЕГЕНЕРА́ЦИЯ ВО́ЗДУХА — непрерывное восстановление оптимального состава *атмосферы кабины* обитаемого КА, изменяющейся в результате жизнедеятельности живых организмов, а также по другим причинам. Р. в. возможна физ., физико-хим. и биологич. методами. При полётах небольшой продолжительности Р. в. сводится к удалению из атмосферы кабины углекислого газа и воды с помощью *углекислого газа поглотителей*, *влагоотделителей* и т. п., а также добавлению в неё кислорода, источником к-рого служит его запас на борту КК в сжатом или сжиженном виде или такие *кислородсодержащие вещества*, как надперекиси щелочных металлов. В последнем случае частично решается задача удаления из атмосферы влаги (*осушка воздуха*) и углекислого газа. При космич. полётах значит. продолжительности перспективна биол. Р. в.; при достаточной энерговооружённости КК необходимый для Р. в. кислород может быть получен *электролизом воды*, получаемой из влагосодержащих отходов жизнедеятельности. См. *Замкнутая биотехническая система*, *Кондиционирование воздуха*.

РЕГЕНЕРА́ЦИЯ КИСЛОРО́ДА биологическая — получение кислорода из углекислого газа и воды, выделяемых экипажем и другими организмами биокомплекса, находящегося на борту обитаемого КА, в результате жизнедеятельности *автотрофных организмов*. Р. к. может осуществляться в *оранжерее космической*, *культиваторе* и т. д. СЖО с биол. Р. к. перспективны для использования (в частности, в звене *регенерации воздуха*) на КК, предназнач. для космич. полётов. См. *Замкнутая биотехническая система*.

РЕГЕНЕРА́ЦИЯ ПИТА́ТЕЛЬНОГО РАСТВО́РА — восстановление питательной ценности среды при выращивании *автотрофных организмов* в биол. СЖО обитаемого КА. Осуществляется физико-хим. методами — дистилляцией, сорбцией, экстракцией, окислением и др. с целью удаления и нейтрализации накапливающихся продуктов обмена веществ и избыточных количеств нек-рых соединений (напр., хлористого натрия). Р. п. р. создаёт возможность длительно выращивать растения с пост. объёмом *питательного раствора*.

РЕГИСТРА́ЦИЯ КОСМИ́ЧЕСКИХ ОБЪЕ́КТОВ (позднелат. registratio, от registrum — список, перечень) — производится государствами как на национальном уровне, так и в рамках международного сотрудничества. Регистрируются обычно ИСЗ, совершившие не менее

одного полного оборота вокруг Земли, и КА, получившие вторую космич. или бо́льшую скорость. Чёткое установление гос-ва Р. к. о. имеет большое юридич. и практич. значение. Согласно *Договору о космосе 1967*, гос-во регистрации сохраняет юрисдикцию и контроль над космич. объектом и над любым его экипажем во время их нахождения в космич. пространстве (ст. VIII) и именно этому гос-ву должен быть возвращён экипаж космич. объекта, совершившего вынужденную посадку (ст. V).

Единого порядка Р. к. о. на нац. уровне не существует; каждое гос-во само решает все вопросы, связанные с ведением своего нац. регистра космич. объектов. Обычно в такой регистр заносятся наименование объекта или присвоенный ему номер, дата и цели запуска, параметры орбиты и т. д.

Р. к. о. в рамках междунар. сотрудничества осуществляется в ООН, а также по линии Междунар. науч. орг-ции по космич. исследованиям (*Коспар*). Р. к. о. в ООН, начатая с 1961 в соответствии с резолюцией 1721B/XVI Ген. Ассамблеи ООН, основывалась на данных об объектах, передаваемых ООН гос-вами в добровольном порядке. Эти данные аккумулировались Отделом космоса Секретариата ООН, к-рый рассылал их всем гос-вам — членам ООН.

12.11.1974 Ген. Ассамблея ООН приняла Конвенцию о Р. к. о., запускаемых в космич. пространство, к-рая была открыта для подписания в Нью-Йорке 14.1.1975 и вступила в силу 15.9.1976. Участниками Конвенции, предусматривающей переход от добровольного к обязательному порядку Р. к. о., являются св. 20 гос-в, включая СССР, США, Великобританию, Францию, Канаду. Согласно Конвенции, регистрация осуществляется путём обязательной записи космич. объекта, запущенного на орбиту вокруг Земли или дальше в космич. пространство, в регистр, к-рый ведёт запускающее гос-во. Запускающее гос-во обязано уведомить об учреждении им своего регистра космич. объектов Ген. секретаря ООН (СССР такое уведомление направил 13.1.1978). Каждый объект может быть зарегистрирован только один раз; если в отношении к.-л. объекта имеется два или более запускающих гос-в, они совместно определяют, к-рое из них зарегистрирует объект (ст. II). Гос-во регистрации обязано предоставить Ген. секретарю ООН установл. Конвенцией перечень сведений о каждом космич. объекте, занесённом в его регистр (назв. запускающего гос-ва, обозначение или регистрационный номер объекта, дата и территория или место запуска, осн. параметры орбиты, общее назначение объекта), а также периодически уведомлять его о сошедших с орбиты вокруг Земли объектах, ранее выведенных на неё и зарегистрированных этим гос-вом (ст. IV). Ген. секретарь ООН ведёт реестр (учреждён 16.11.1976), в к-рый заносит информацию, представляемую гос-вами регистрации (ст. III), и рассылает её всем гос-вам — членам ООН. Конвенция не требует от запускающего гос-ва маркировки космич. объекта в качестве обязательного условия его регистрации, однако если на объект нанесены его обозначение или регистрационный номер, то этот факт тоже должен быть отмечен в реестре (ст. V). Для гос-в, не ставших участниками Конвенции, сохраняется добровольный порядок регистрации космич. объектов, предусмотренный резолюцией 1721B/XVI.

Регистрация по линии Коспар осуществляется на основе данных о космич. объектах, периодич. предоставляемых ему н.-и. орг-циями запускающих гос-в, к-рые публикуются в Информац. бюллетене Коспар. Объём этих данных в основном совпадает со сведениями, заносимыми ООН в реестр по Конвенции о регистрации объектов. Кроме того, Коспар присваивает объекту своё междунар. обозначение. Система междунар. обозначений космич. объектов в её первонач. виде была принята Специальным комитетом по МГГ и затем изменена Коспар в 1962.

Международное обозначение Коспар представляет собой комбинацию следующих символов: год запуска, порядковый номер запуска и буква латинского алфавита, обозначающая категорию объекта по его назначению. Детальное описание системы обозначений приводится в опубликованном Коспар Руководстве для Мировых центров данных (МЦД).

Для запусков метеорологич. и геофизич. ракет принята только система нац. регистрации, включающая: год и дату запуска, тип ракеты, координаты места запуска, задачи эксперимента. Эти данные периодически сообщаются в Мировые центры данных (МЦД А, Вашингтон, и МЦД Б, Москва) и публикуются в каталогах данных этих центров.

Б. Г. Майорский.

РЕГЛА́МЕНТ РАДИОСВЯ́ЗИ (польск. reglament, от франц. règlement, от règle — правило) — документ, разработанный Международным союзом электросвязи (МСЭ). На Адм. радиоконференциях МСЭ 1963 и 1971 (Женева) по вопросам космич. радиосвязи были определены полосы частот для работы разл. космич. радиослужб и для служб радиоастрономии, установлен порядок регистрации частот для этих целей, приняты технич. рекомендации по использованию космич. пространства для радиовещания и ТВ. Р. р. вступил в силу с 1965 после ратификации его правительствами стран — участниц МСЭ. Кроме распределения полос частот, Р. р. содержит рекомендации по совместному использованию полос частот разл. службами, нормы помех, терминологию и пр. См. также *Диапазон радиочастот*.

РЕГЛА́МЕНТ ЭЛЕМЕ́НТОВ КОСМИ́ЧЕСКОГО КО́МПЛЕКСА — комплекс проверок РН и элементов наземного оборудования для поддержания их в постоянной готовности к работе и сохранения установленных технических характеристик в межрегламентный период. Проводится через определ. промежутки времени хранения и эксплуатации РН и наземного оборудования. См. *Космический комплекс*.

РЕГУЛЯ́ТОР КА́ЖУЩЕЙСЯ СКО́РОСТИ (от лат. regulo — привожу в порядок, налаживаю) — комплекс устройств, измеряющих *кажущуюся скорость* РН и КА и контролирующих в каждый момент её соответствие заданному (расчётному) значению. При отклонении значения кажущейся скорости от расчётной Р. к. с. увеличивает или уменьшает тягу РД. Р. к. с. применяется в системах управления мощными и длительно работающими РД, в частности на РН и КА, совершающих манёвры со значит. затратой энергии.

РЕЖИ́М РАБО́ТЫ (франц. régime, от лат. regimen — управление) р а к е т н о г о д в и г а т е л я — определяется значениями осн. параметров РД и его рабочего процесса, а также характером их изменения во времени. Для любого РД он включает *запуск ракетного двигателя*, осн. режим и *останов* (выключение). Запуск и останов являются кратковременными переходными процессами, рассчитываемыми т. о., чтобы обеспечить надёжное функционирование РД, сохранность конструкции РН и КА и т. д. Осн. режим (р е ж и м г л а в н о й с т у п е н и) определяется потребным значением тяги, к-рая может быть постоянной либо изменяющейся по определённому закону (программирование тяги). Различные РД при полёте РН и КА могут включаться однократно и многократно; особенно большим числом включений отличаются *импульсные ракетные двигатели*. При выключении РДТТ может производиться *реверс тяги*. Р. р. зависит от типа и назначения РД. Способы обеспечения надлежащего Р. р. см. в статьях об отд. типах РД. См. также *Дросселирование*, *Циклограмма работы*.

РЕЖИ́М СУ́ТОЧНОЙ ДЕ́ЯТЕЛЬНОСТИ КОСМОНА́ВТОВ — последовательность и длительность различных видов деятельности космонавтов в рамках суточного цикла в период полёта. Рациональное построение Р. с. д. к.— обязат. условие сохранения высокой и устойчивой работоспособности и исходного состояния здоровья членов экипажа обитаемого КА. Оптимизация Р. с. д. к. достигается использованием заданного ритма. Фактически это означает, что суточная программа деятельности космонавта должна повторяться через определённые, но всегда равные интервалы времени. Наилучшей длительностью таких интервалов по совр. представлениям являются 24 ч. Любые отклонения от 24-часового ритма оказывают неблагоприятное влияние на работоспособность и состояние нервно-психич. и соматич. сферы космонавта. Важным является также совпадение периода их активности с дневными часами привычного места обитания. И, наконец, при распределении во времени профессионально значимых операций следует добиваться их сгущения на гребне двух волн дневной работоспособности (в среднем для мн. людей — первая волна от 10 до 13 ч и вторая от 15 до 18 ч).

РЕЗОНА́НС ОРБИТА́ЛЬНЫЙ (франц. résonanse, от лат. resono — звучу в ответ, откликаюсь). В системе гравитационно взаимодействующих тел (планеты Солнечной системы, спутники планет и т. п.) со временем устанавливаются определённые отношения между периодами их обращения вокруг центрального тела. Если *средние движения* n_i взаимодействующих планет или спутников удовлетворяют условию, к-рое в наиболее упрощённом случае имеет вид: $|k_1n_1 + k_2n_2 + \ldots + k_mn_m| < \varepsilon$, где $k_1, k_2, \ldots, k_m$ — некоторые целые числа и $\varepsilon > 0$ — достаточно малое число, то говорят, что движение планет находится в резонансе. При этом $|k_1| + |k_2| + \ldots + |k_m|$ наз. порядком резонанса.

При более точном описании Р. о. учитывают и угловые скорости, отвечающие эволюции др. угловых переменных.

Для резонансных орбит в возмущённом движении проявляются особые качеств. закономерности по сравнению с нерезонансным случаем. В Солнечной системе имеются многочисл. примеры резонансных и близких к ним движений, в частности отношение ср. движений Плутона и Нептуна близко к 3:2 ($k_1 = 3$, $k_2 = 2$), в нек-рой окрестности резонансного соот-

В. Ремек

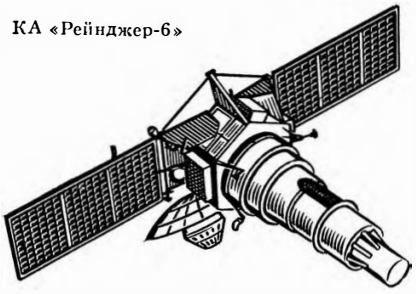
В. И. Рождественский

ношения 2:5 находятся движения Юпитера и Сатурна.

Существует неск. интересных примеров резонанса между орбит. движением и вращением планет. Следует отметить резонанс 1:1 во вращении Луны и движении её по орбите вокруг Земли и резонанс 3:2 в орбит. и вращательном движении Меркурия. Орбита ИСЗ типа «Молния» находится в резонансе 1:2, а стационарного ИСЗ в резонансе 1:1 с вращением Земли. В обоих последних случаях проявляются практически важные качеств. особенности эволюции орбит.

«РЕЙНДЖЕР» (Ranger) — наименование серии американских КА для исследования Луны. КА «Р.-1, -2» — экспериментальные, для вывода на траекторию полёта к Луне не предназначались. КА «Р.-3, -4, -5» имели осн. задачей доставку на Луну приборного контейнера, рассчитанного на жёсткую посадку (ни один из этих КА задач не выполнил). Задача КА «Р.-6» — «Р.-9» — передача на Землю ТВ изображений лунной поверхности, получаемых на участке сближения с Луной. Мягкая посадка КА на

КА «Рейнджер-6»



Луну не предусматривалась; при падении КА разбивался (скорость относительно Луны в момент встречи ~ 2,7 км/с). КА «Р.-7, -8, -9», выполнившие задачу, имели массу ок. 365 кг, выс. (в развёрнутом положении) 3,13 м, поперечный размер с раскрытыми панелями СБ 4,57 м. КА состоит из герметич. отсека и ферменной конструкции. В отсеке размещаются часть служебного оборудования и ТВ камеры, на ферменной конструкции — служебное оборудование. Электропитание от СБ (мощность ~ 200 Вт). В трёхосной системе ориентации используются солнечные датчики и инерциальный измерит. блок, в качестве исполнит. органов — микродвигатели, работающие на сжатом азоте. Корректирующая ДУ на гидразине имеет тягу ~230 Н. Для передачи ТВ изображений служат 2 передатчика мощностью по 60 Вт, для передачи телеметрич. информации — передатчик мощностью 3 Вт. Передатчики работают на частоте 960 МГц, используя остронаправл. (диаметр отражателя 1,2 м) и всенаправл. антенны. КА несёт шесть ТВ камер (общая масса 172 кг), скомпонованных в два комплекта по три камеры. Каждая камера первого комплекта имеет угол зрения 2,1°, фокусное расстояние 25 мм и светосилу 0,95. Для каждой камеры второго комплекта эти величины имеют значения: 25°, 76 мм и 20.

С КА «Р.-7, -8, -9», запущенных соответственно 28.7.1964, 17.2.1965 и 21.3. 1965, получено св. 17 000 снимков поверхности Луны (соответственно в Море Облаков, Море Спокойствия и Кратере Альфонса). ТВ камеры «Р.-7» были включены за неск. мин до встречи с Луной и передали 4316 изображений её поверхности; ТВ камеры «Р.-8» работали 23 мин и передали 7162 изображения, а у «Р.-9» — соответственно 16 мин и 5814 изображений. Разрешение на снимках до 0,5 м (у «Р.-9» до 0,25 м).

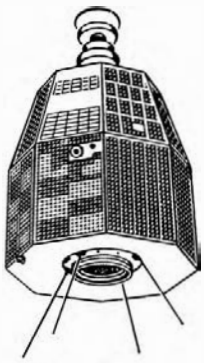
Вывод на траекторию полёта к Луне осуществлялся с промежуточной орбиты выс. 160—180 км. КА «Р.» запускались РН «Атлас-Аджена».

РЕКОРДЫ КОСМИЧЕСКИЕ. В окт. 1960 в Барселоне состоялось очередное заседание 53-й Ген. конференции ФАИ, на к-ром впервые приняты положения и правила о регистрации Р. к. В этих документах указывалось, что ФАИ будет признавать только рекорды, установл. в результате космич. полёта за пределами выс. 100 км. Для того чтобы рекорды, достигнутые в космич. полёте КК, были официально признаны и зарегистрированы, необходимо после полёта представить на утверждение ФАИ Дело о рекордном полёте. Показатели Р. к.: продолжительность полёта, высота суборбитального полёта, высота орбит. полёта, макс. масса КА, поднятого на высоту св. 100 км.

Для рассмотрения материалов о Р. к. и для регистрации их ФАИ в марте 1962 создана спец. Астронавтич. комиссия, в состав к-рой вошли представители 22 стран (в т. ч. Бельгии, Великобритании, Италии, ПНР, СССР, США, ЧССР и др.). В СССР при Федерации авиац. спорта СССР в том же году была образована Комиссия спортивно-технич. проблем космонавтики, занимающаяся вопросами выработки новых положений и условий по определению и регистрации Р. к., достигнутых пилотируемыми и автоматич. КА (председатель И. Г. Борисенко).

Р. к. сов. космонавтов (в скобках указано кол-во рекордов): Ю. А. Гагарин (3), Г. С. Титов (3), А. Г. Николаев (4), П. Р. Попович (4), В. Ф. Быковский (4), В. В. Терешкова (4), В. М. Комаров (3), К. П. Феоктистов (3), Б. Б. Егоров (3), П. И. Беляев (3), А. А. Леонов (3), В. А. Шаталов (4), Б. В. Волынов (4), А. С. Елисеев (4), Е. В. Хрунов (4), Г. С. Шонин (3), В. Н. Кубасов (3), А. В. Филипченко (3), В. Н. Волков (3), А. А. Губарев (3), В. И. Севастьянов (3), В. В. Горбатко (3), Н. Н. Рукавишников (3), О. Г. Макаров (4), П. И. Климук (4), Г. М. Гречко (3), В. В. Аксёнов (2), В. В. Ковалёнок (2), В. В. Рюмин (2), Ю. В. Романенко (2), А. С. Иванченков (2), В. А. Ляхов (2), Л. И. Попов (2), Л. Д. Кизим (2), А. Н. Березовой (2), С. Е. Савицкая (3), В. А. Соловьёв (2), О. Ю. Атьков (2). Р. к. устанавливали также амер. космонавты Ф. Борман, Дж. Ловелл, У. Андерс, Н. Армстронг, Э. Олдрин, М. Коллинз, Т. Стаффорд, В. Бранд, Д. Слейтон, Ю. Сернан, А. Бин, Ч. Конрад, Дж. Кервин, Дж. Лусма, О. Гэрриот, Дж. Карр, У. Поуг, Э. Гибсон и др.

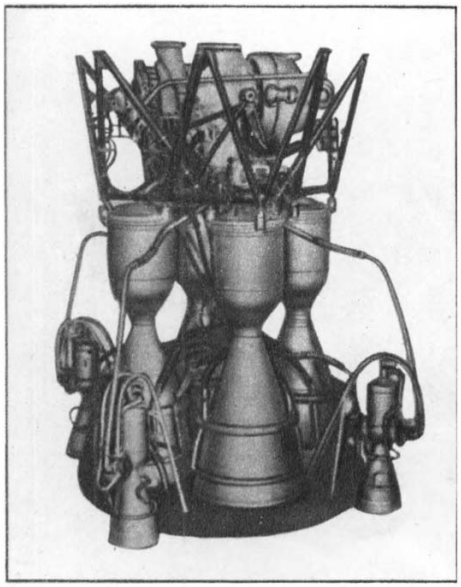
«РЕЛЕ» (англ. Relay, букв.— ретрансляция) — наименование американских экспериментальных ИСЗ связи на низкой орбите. Масса — 78 кг. На одном основании корпуса смонтирована широкополосная антенна (дл. 45,7 см) ретрансляционной системы, с противоположной стороны корпуса — 4 штыря командно-телеметрич. антенны. Электропитание от СБ (8215 элементов). Спец. приспособление (кабель в электролите) через год после выхода ИСЗ на орбиту прекращает подвод питания к бортовым системам. Стабилизация вращением с магнитной системой ориентации оси вращения. Ретранслятор работает на частоте 1725 МГц (приём) и 4170 МГц (передача), мощность передатчика 10 Вт. Двусторонняя радиотелефонная связь обеспечивается по 300 каналам, ретрансляция — по одному каналу. Помимо экспериментов по связи, ИСЗ предназначены для испытаний экспериментальных солнечных элементов и диодов на воздействие радиации, а также для изучения тепловых условий работы бортового оборудования. Запущены два ИСЗ: «Р.-1» (13.12.1962) и «Р.-2» (21.1.1964). Нач. элементы орбиты первого ИСЗ: выс. в перигее 1323 км, выс. в апогее 7438 км, наклонение 47,49°, период обращения 185,01 мин; второго ИСЗ — соответственно 2092 км, 7411 км, 46,32°, 194,61 мин. Для запуска использовались РН «Тор-Дельта».



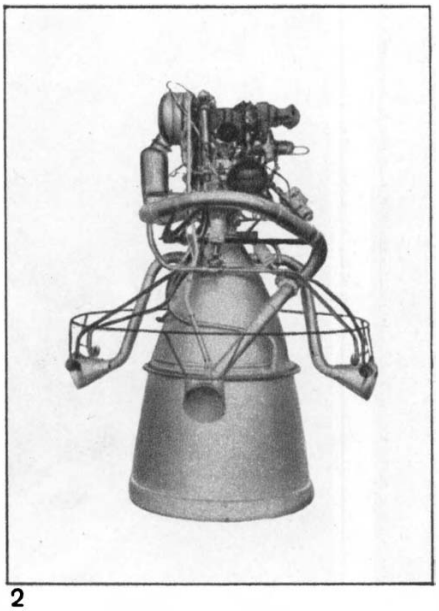
ИСЗ «Реле»

РЕМЕК (Remek) Владимир (р. 1948) — космонавт ЧССР, подполковник-инж., Герой ЧССР (1978), лётчик-космонавт ЧССР (1978). Чл. КПЧ с 1968. Первый гражданин ЧССР, совершивший полёт в космос. Окончил Высшее авиац. уч-ще в Кошице в 1970, Военно-возд. академию им. Ю. А. Гагарина в 1976; служит в авиац. частях Чехословацкой Народной армии. В 1976 отобран кандидатом для пилотируемого полёта по программе «Интеркосмос», прошёл полный курс обучения в Центре подготовки космонавтов им. Ю. А. Гагарина. 2—10 марта 1978 совм. с А. А. *Губаревым* совершил полёт на КК «Союз-28» (в качестве космонавта-исследователя) и орбит. станции «Салют-6» (осн. экипаж Ю. В. *Романенко*, Г. М. *Гречко*) с пристыкованным к ней КК «Союз-27». Полёт продолжался 7 сут 22 ч 16 мин. Золотая медаль Чехосл. АН. Р. присвоено звание Героя Сов. Союза (1978). Награждён орденом Ленина и медалями. Почётный гражданин г. Прага (ЧССР). С 1979 зам. нач. НИИ.

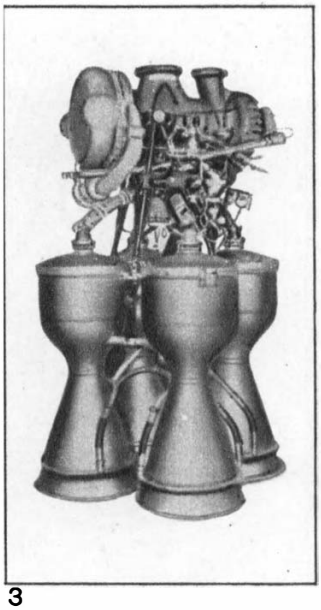
РЕСИВЕРНАЯ (от англ. receiver — получатель; приёмник; резервуар) на космодроме — сооружение с комплексом оборудования для приёма, аккумулирования, хранения и выдачи кондиционных сжатых газов и обеспечения безопасных условий работы. В Р. располагаются баллоны, объединённые коллекторами в секции (баллонные батареи), а секции — в ресиверы, каждый из к-рых предназначен для обеспечения



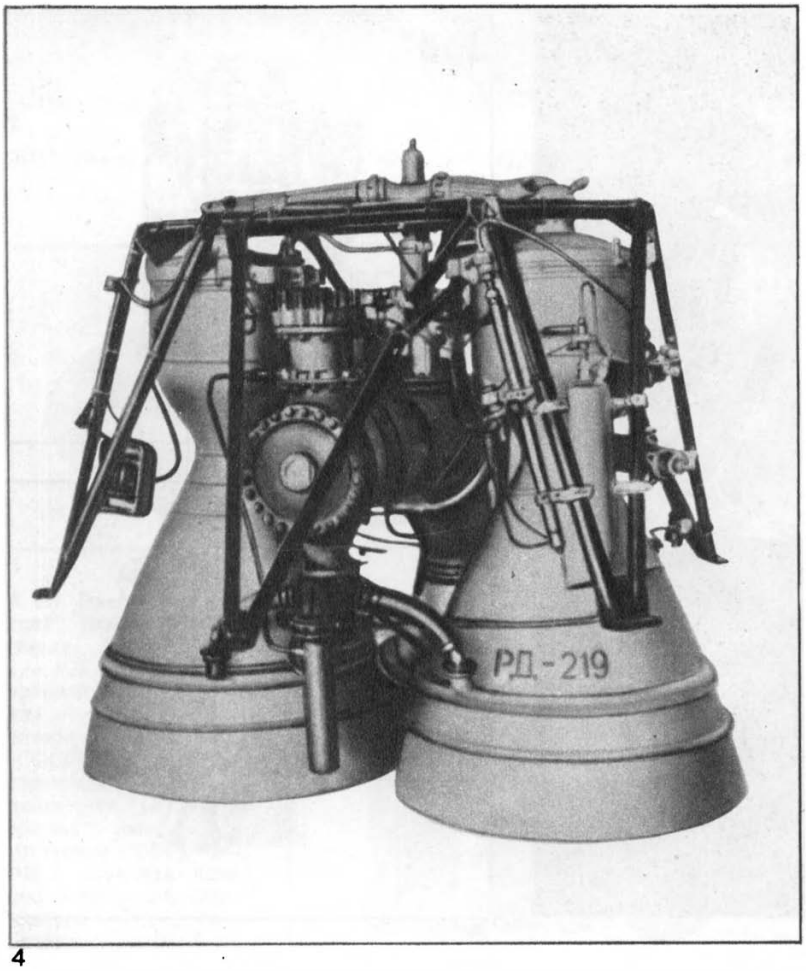
1



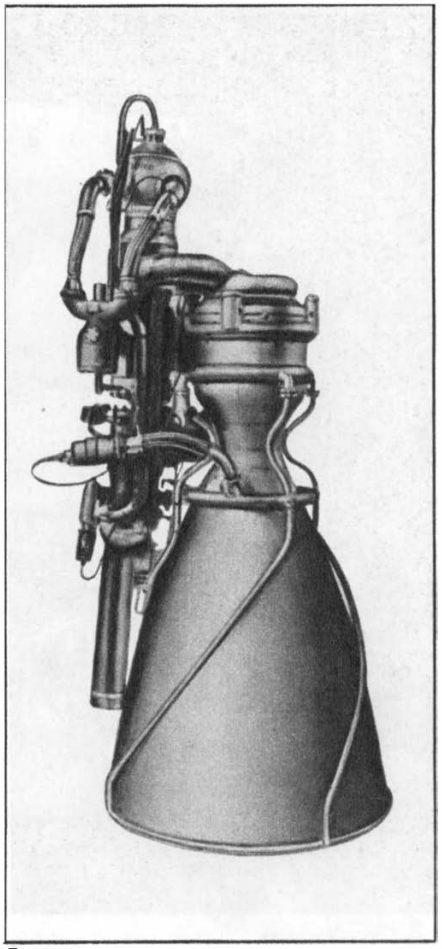
2



3

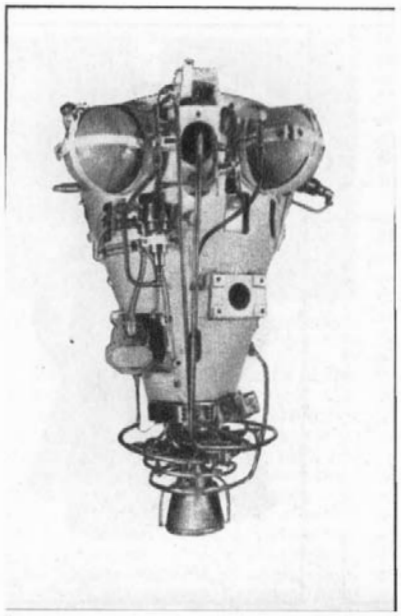


4

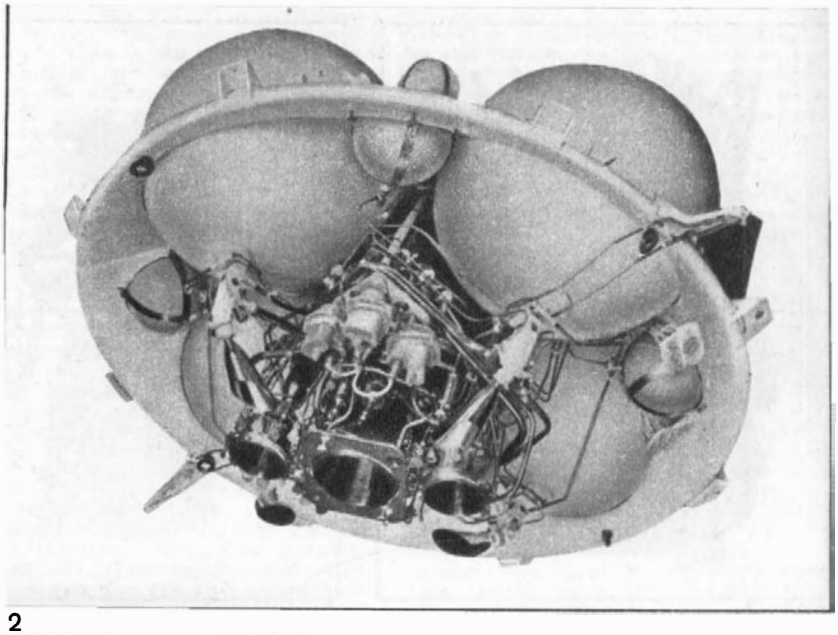


5

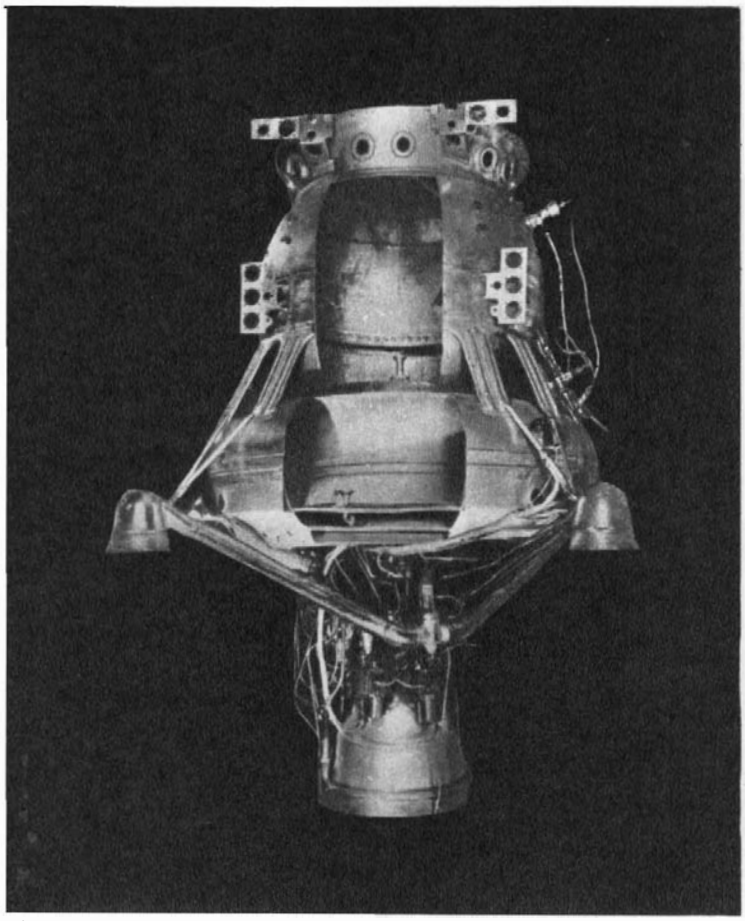
Советские ЖРД ракет-носителей: **1** — *РД-108* (2-й ступени РН «Восток»); **2** — *РД-119* (2-й ступени РН «Космос»); **3** — *РД-214* (1-й ступени РН «Космос»); **4** — *РД-219* (2-й ступени РН); **5** — *РД-253* (1-й ступени РН «Протон»).



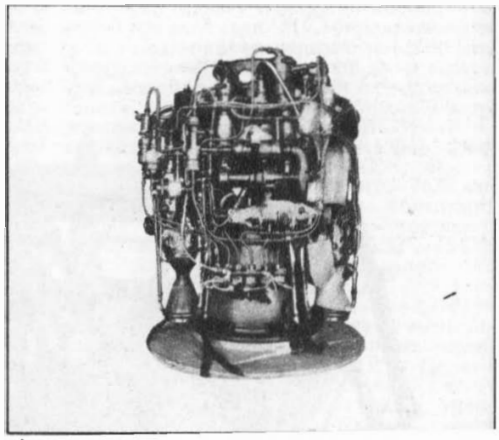
1



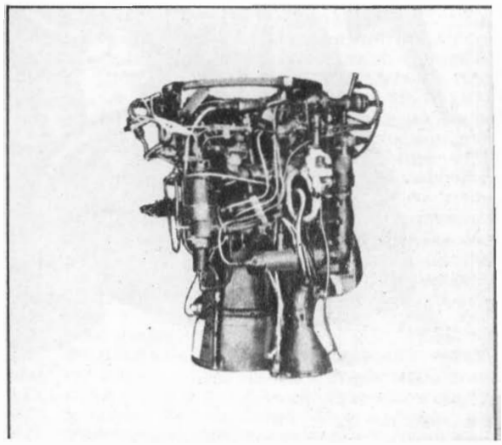
2



3

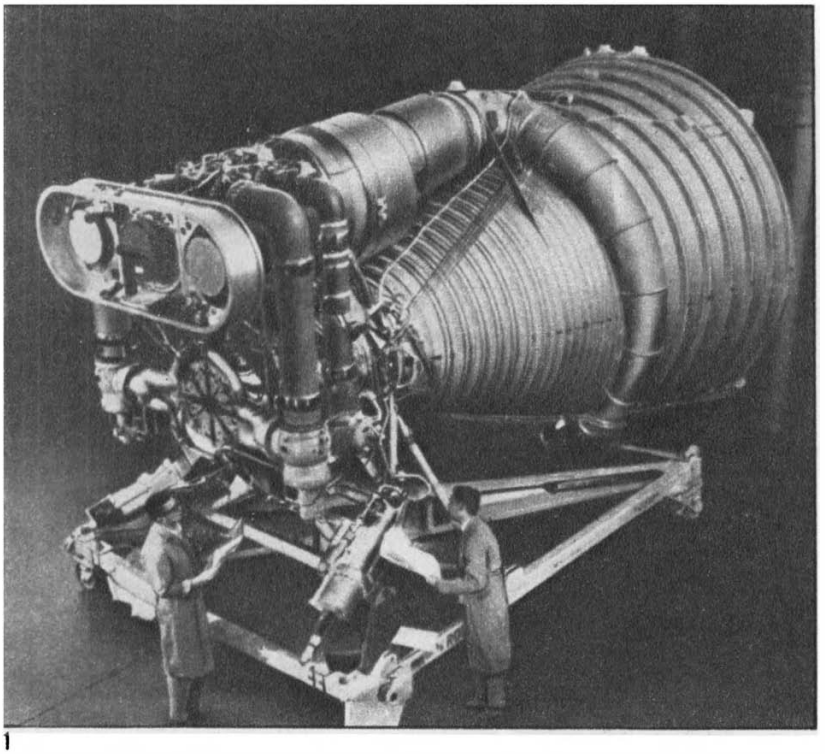


4

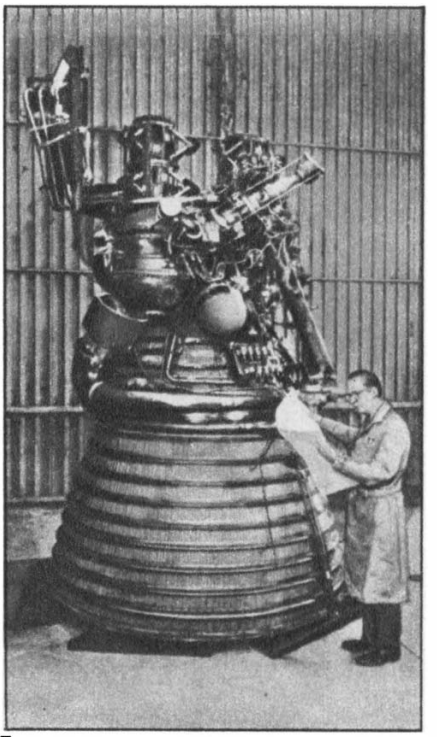


5

Советские ЖРД космических аппаратов: **1** — *КДУ-414* («Молния-1»); **2** — *КТДУ-35* («Союз», «Салют-4»); **3** — *КТДУ-5А* («Луна-4» — «Луна-14»); **4** — *КТДУ-417* («Луна-15» — «Луна-24»); **5** — *КТДУ-425А* («Марс-4» — «Марс-7», «Венера-9» — «Венера-14»).

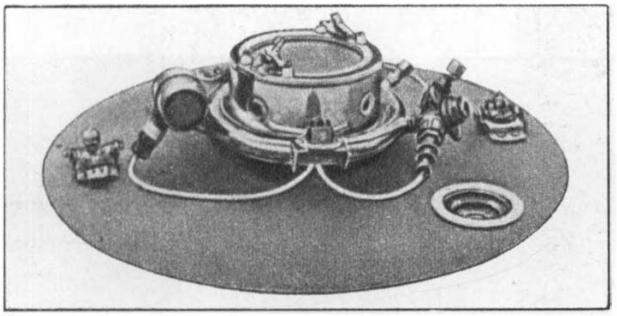


1

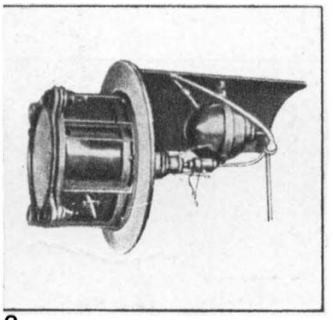


2

ЖРД ракет-носителей США: **1** — *Ф-1* (1-й ступени РН «Сатурн-5»); **2** — *Джей-2* (2-й и 3-й ступеней РН «Сатурн-5»).



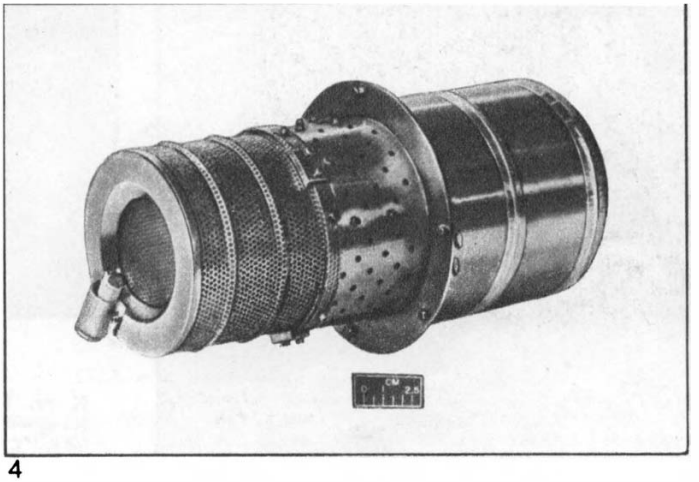
1



2

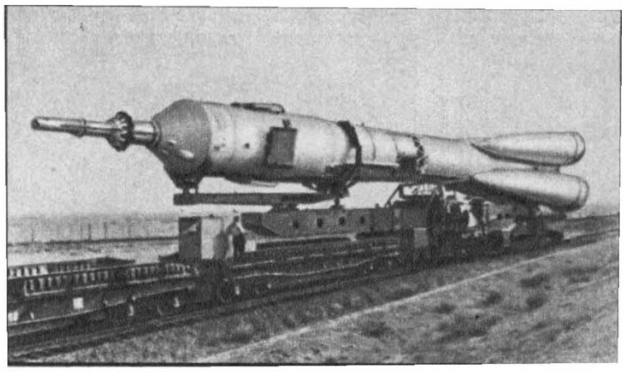
3

К ст. Электростатический ракетный двигатель. Ионные РД: **1** — РД с объёмной ударной ионизацией для ионосферной лаборатории «Янтарь-1» (СССР); **2** — РД с газоразрядной камерой диаметром 18 см в составе двигательной установки (ФРГ); **3** — РД с объёмной ударной ионизацией (Япония); **4** — РД с газоразрядной камерой диаметром 5 см (США); **5** — РД с объёмной ударной ионизацией (Франция).

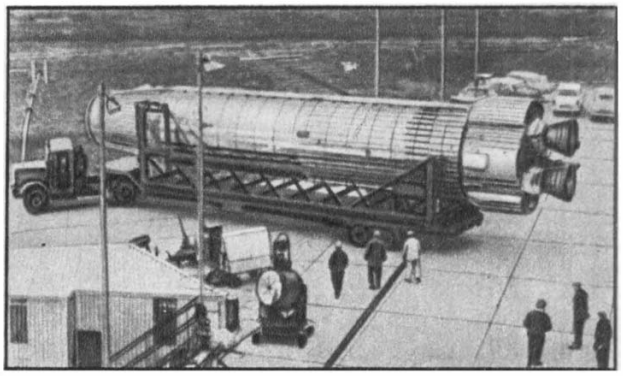


4

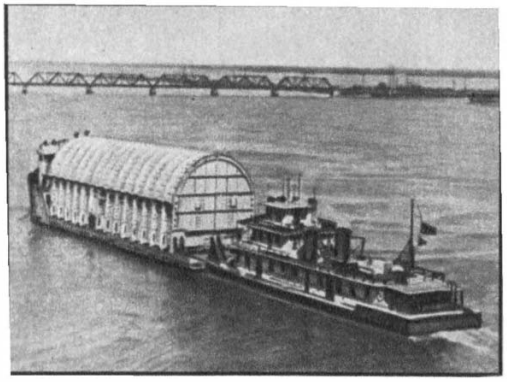
5



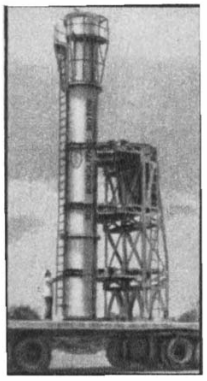
1



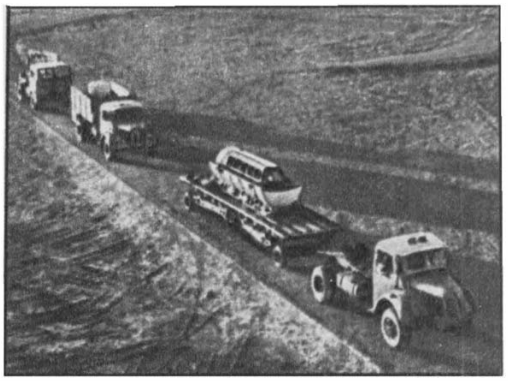
2



3

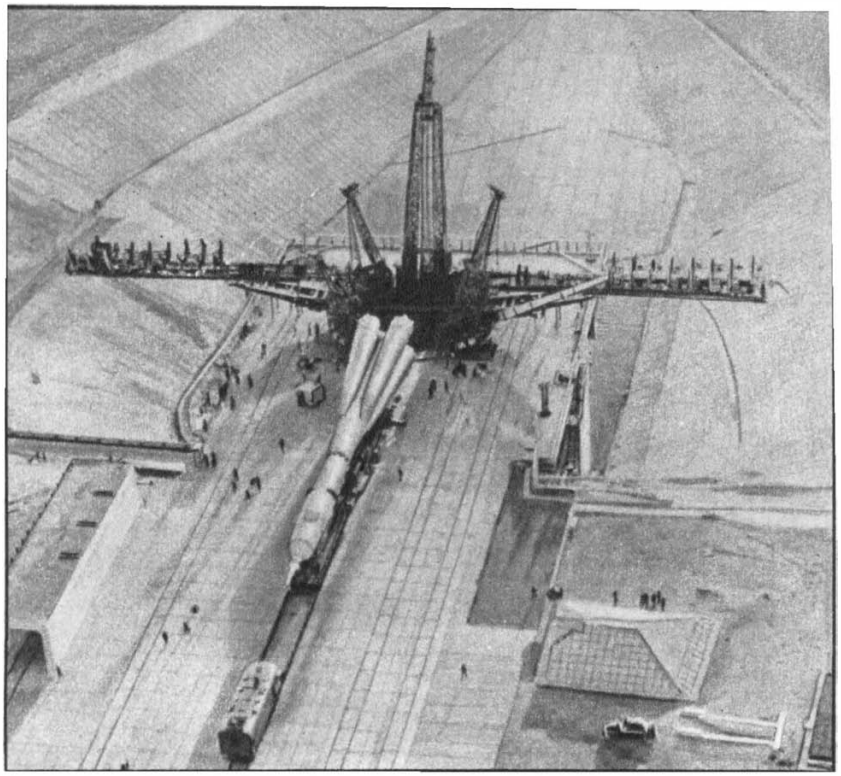


4

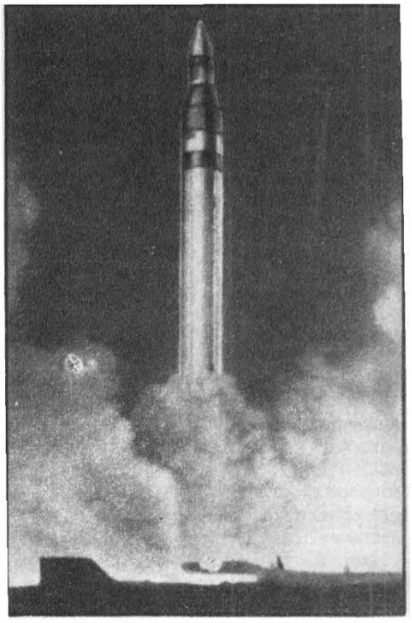


5

К ст. Транспортировка ракеты: **1** — «Союз» (СССР); **2** — «Блю стрик» (Великобритания); **3** — первая ступень РН «Сатурн-5» (США); **4** — первая ступень РН «СЛВ-3» (Индия); **5** — ступени РН «Диаман-1» (Франция).

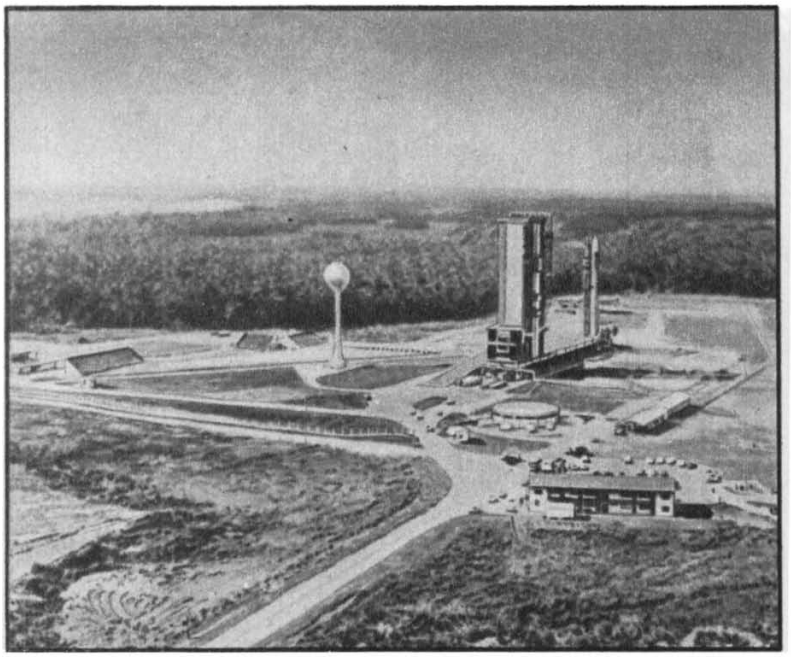


1

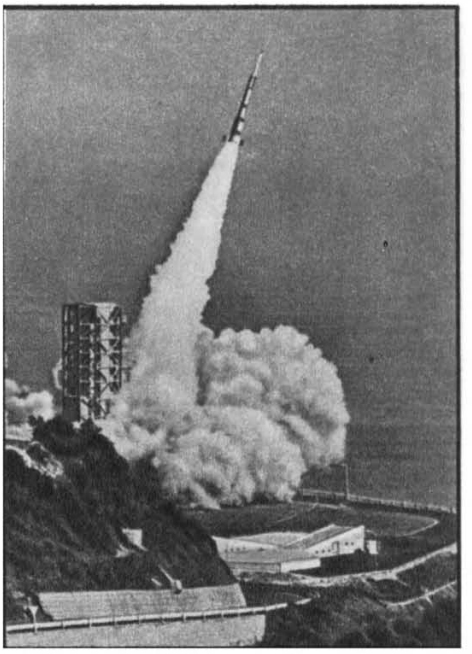


2

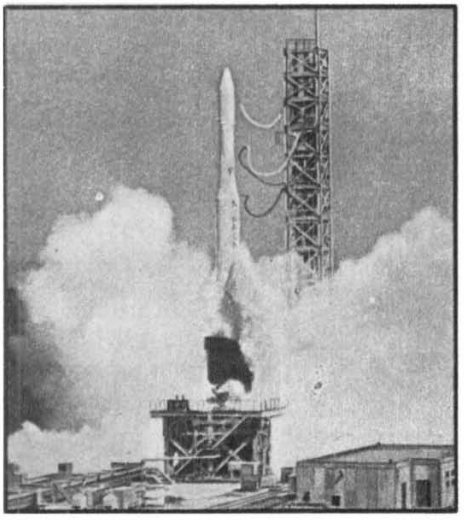
К ст. Космодром: **1** — Байконур (стартовая позиция РН «Союз», СССР); **2** — Байконур (пуск РН «Протон», СССР);



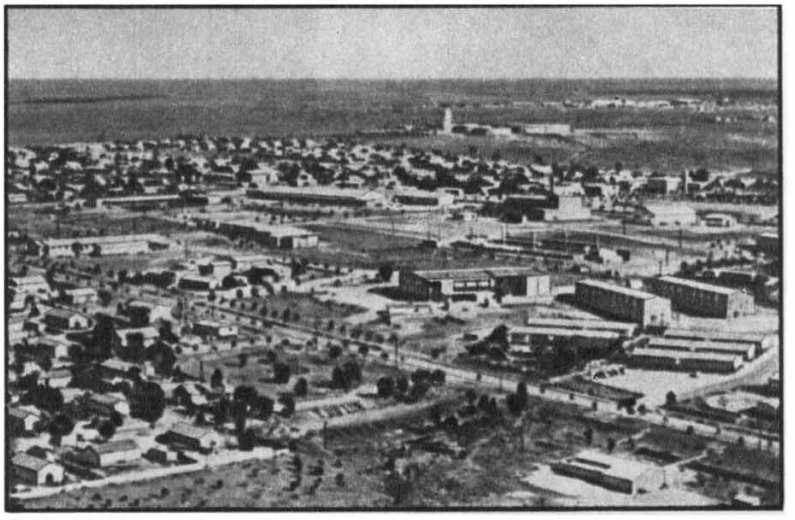
3



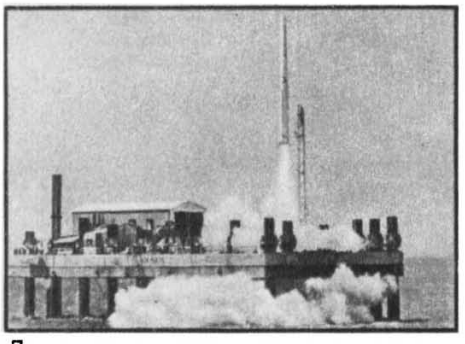
4



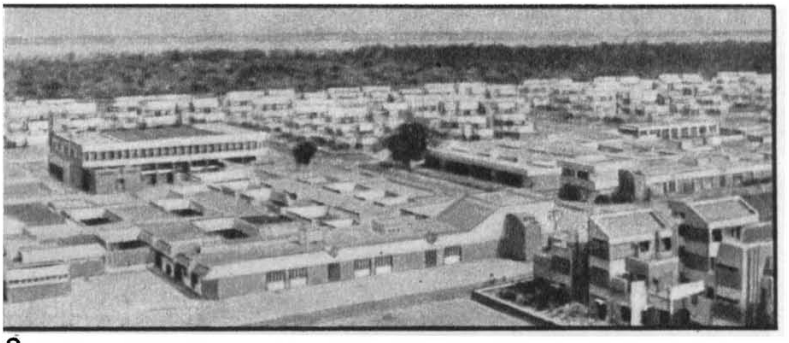
5



6

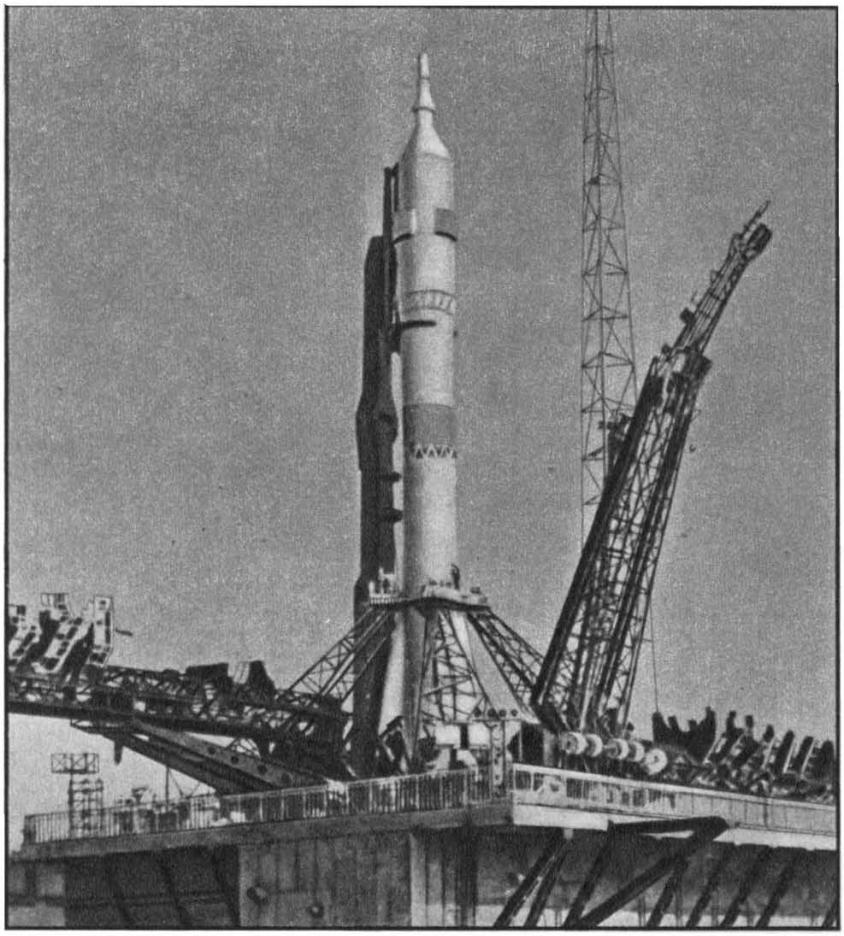


7

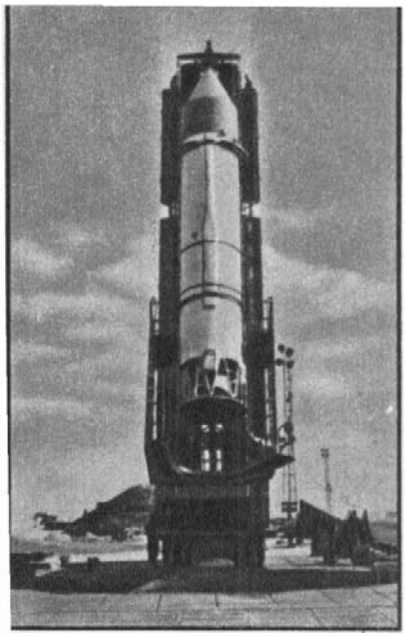


8

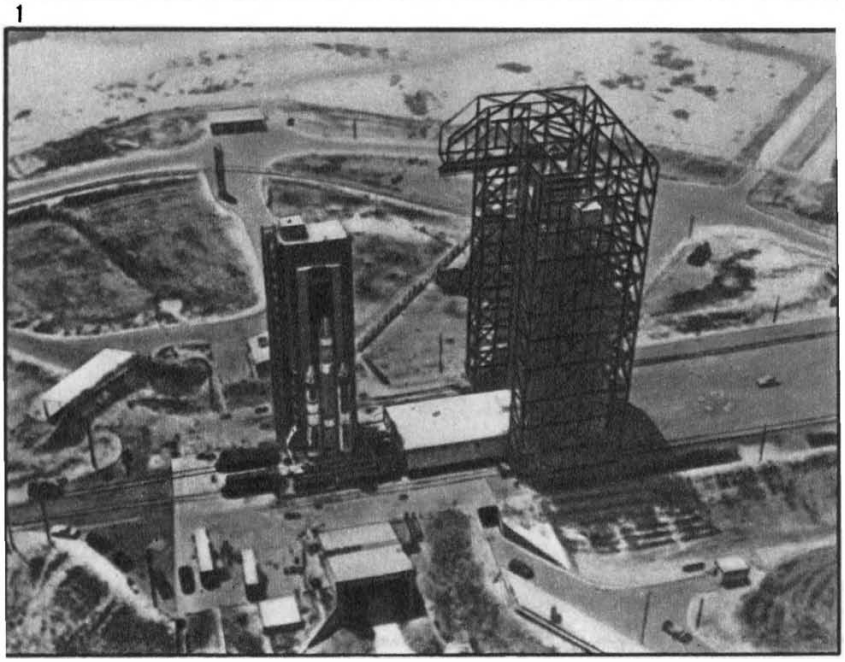
3 — Куру (стартовая позиция РН «Ариан», Франция); **4** — Утиноура (пуск РН «Ми», Япония); **5** — Танегасима (пуск РН «Н-1», Япония); **6** — Вумера (общий вид космодрома с жилой зоной, Австралия); **7** — Сан-Марко (пуск РН «Скаут» с ИСЗ «Сан-Марко», Италия); **8** — Шрихарикота (жилой городок космодрома, Индия).



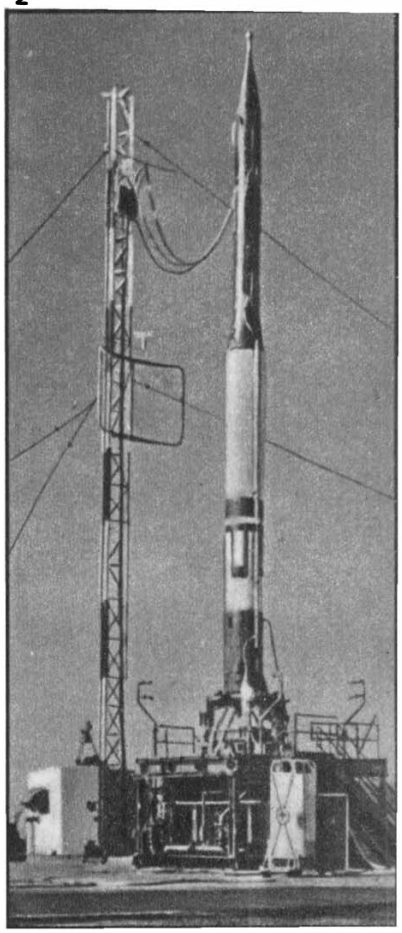
1



2

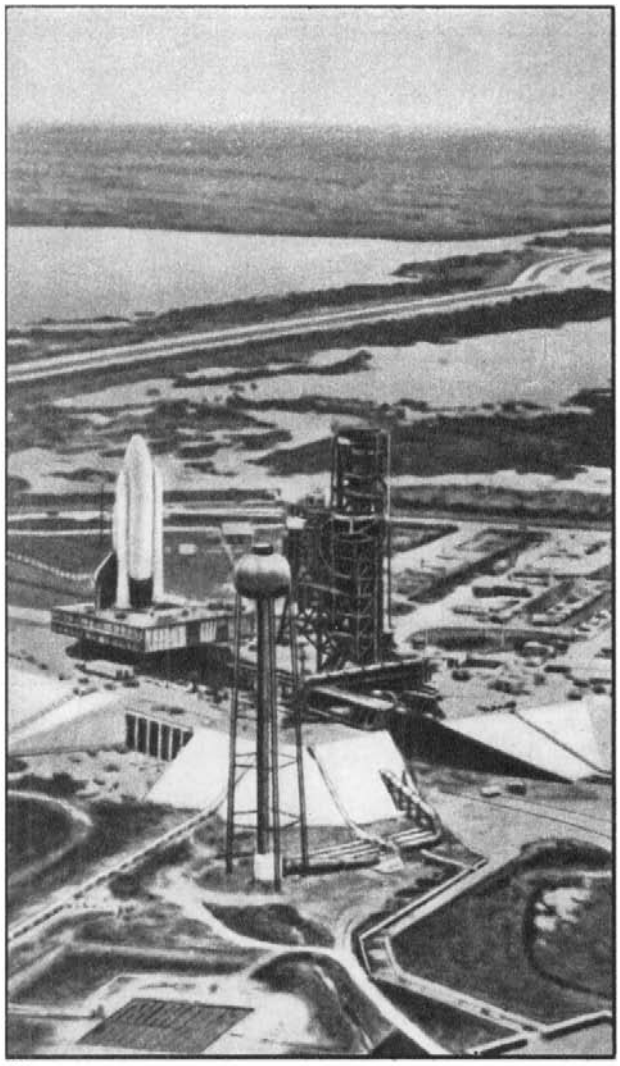


3

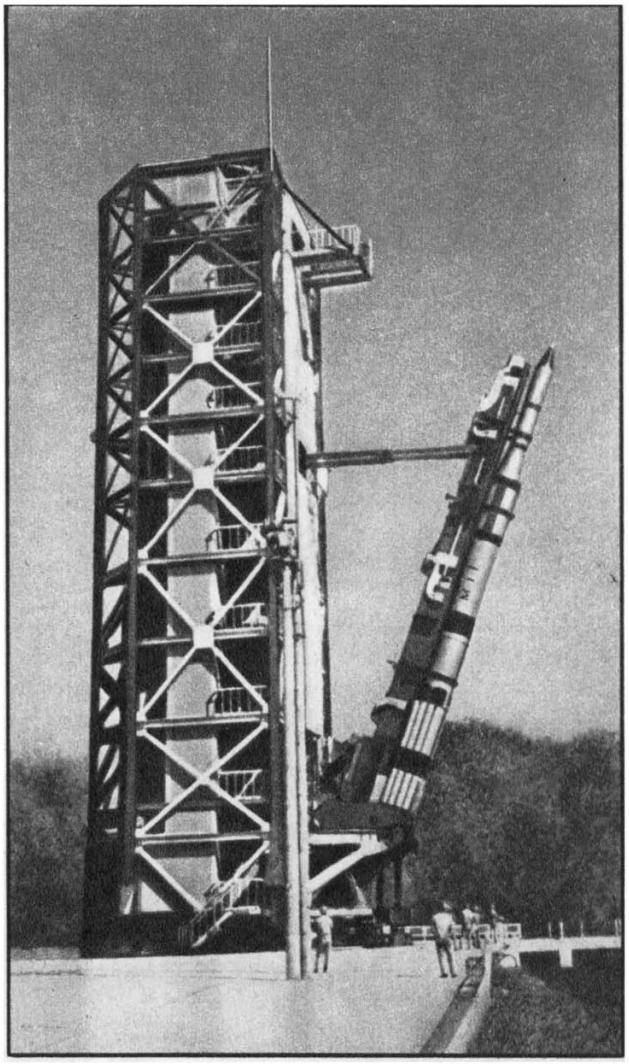


4

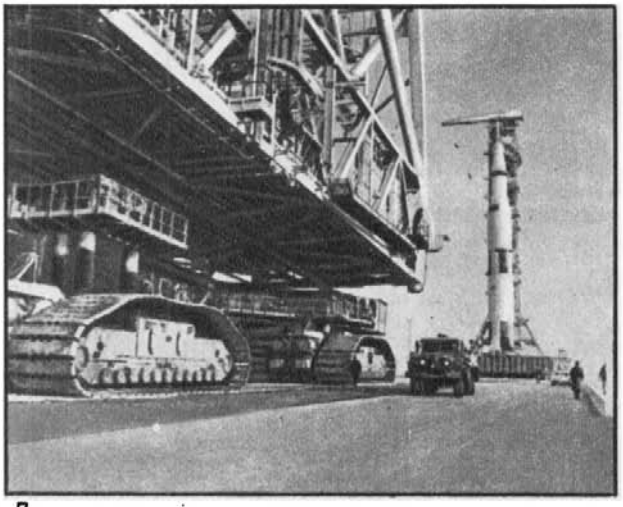
К ст. Стартовый комплекс: 1 — РН «Союз»; **2** — РН «Интеркосмос» (СССР); **3** — РН «Авангард»; **4** — РН «Титан-3С»;



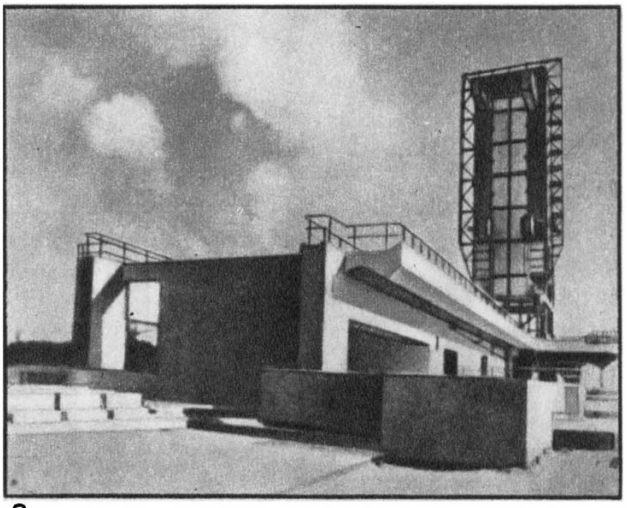
5



6

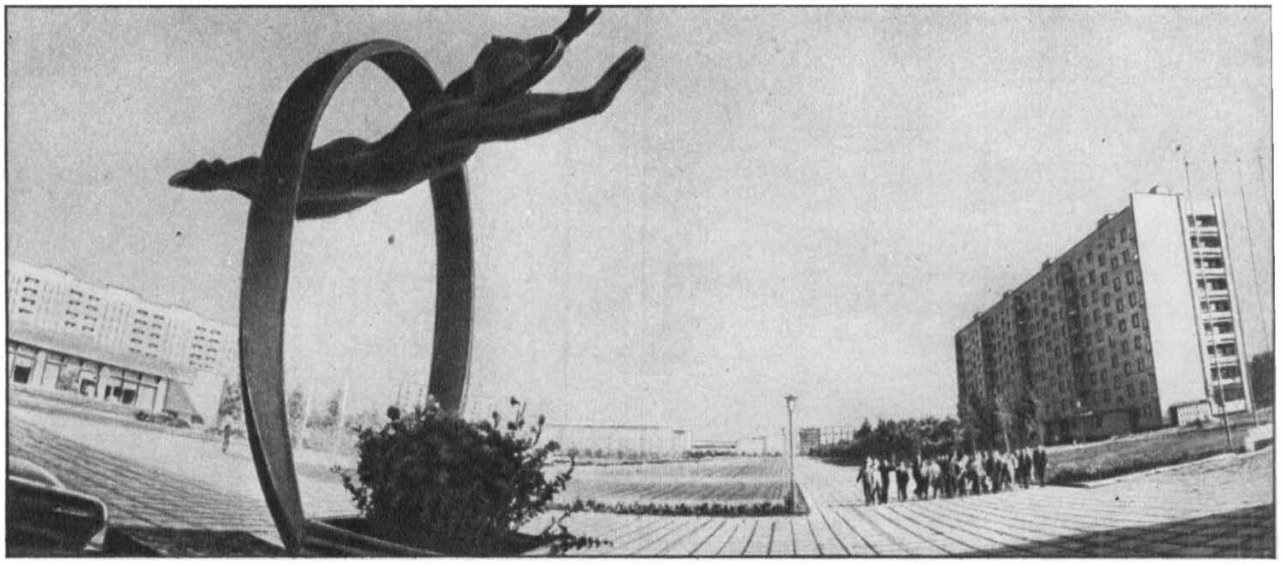


7

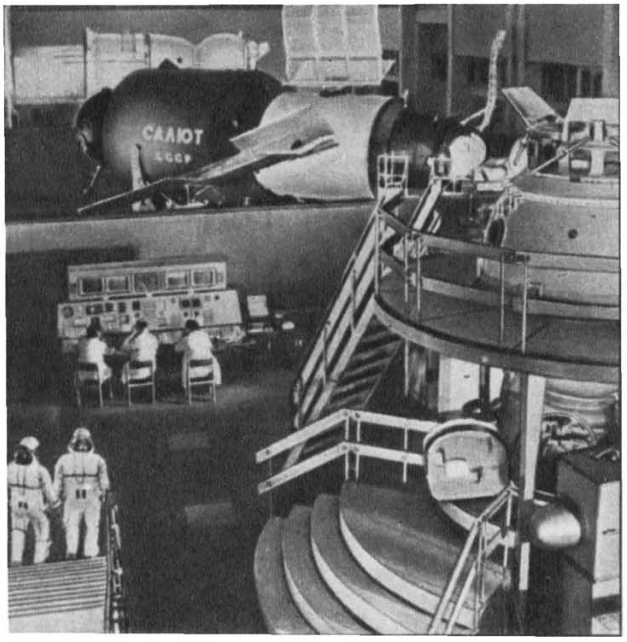


8

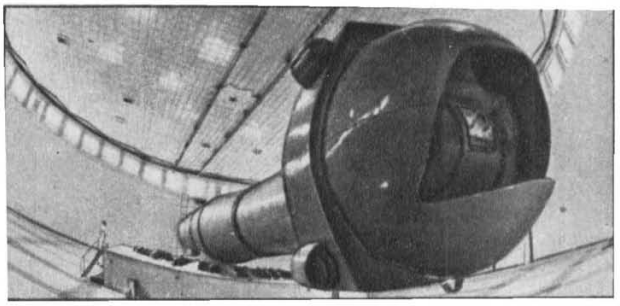
5 — МТКК «Спейс шаттл» (США); **6** — РН «Ми» (Япония); **7** — один из элементов стартового комплекса РН «Сатурн-5» (США) — гусеничный транспортёр (на переднем плане); **8** — РН «Ариан» (Франция).



1



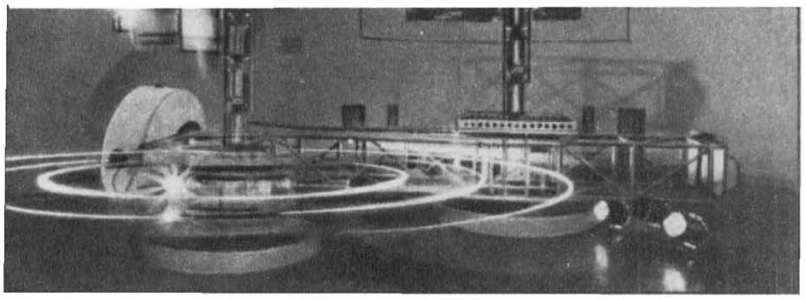
2



3

4

5



6

К ст. Центр подготовки космонавтов имени Ю. А. Гагарина: **1** — у входа в Дом космонавтов; **2** — зал тренажёров; **3** — центрифуга ЦФ-18; **4** — зал управления центрифугой ЦФ-18; **5** — один из кабинетов клиникофизиологического обследования космонавтов; **6** — центрифуга ЦФ-7.

сжатыми газами определённых технологич. операций. Входные и выходные магистрали ресиверов подведены к пневмощитам, в к-рых установлены запорная, предохранит. и регулирующая арматура и контрольно-измерит. приборы. Приём и выдача сжатых газов осуществляются вручную, дистанционно или автоматически системой управления, обеспечивающей также необходимый контроль за прохождением технологич. операций и параметрами сжатых газов. Баллоны Р. заполняются азотом, воздухом, гелием и др. газами до давлений 20—40 МПа и выше.

РЕТРАНСЛЯ́ТОР АКТИ́ВНЫЙ (от лат. re — приставка, означающая возобновление, повторность, и translator — переносчик) — радиотехнич. устройство для приёма, усиления и дальнейшей передачи сигналов (возможно в другом направлении по сравнению с принимаемым сигналом). Устанавливаются на *связных искусственных спутниках Земли* и на башнях линий радиорелейной связи. Р. а. на ИСЗ служат для обеспечения обмена информацией между неск. *земными станциями* системы радиосвязи (в т. ч. и подвижными — корабль, самолёт и т. д.), непосредств. ТВ вещания, а также для связи между КА (или между КА и земными станциями), находящимися вне *зоны видимости*. Р. а. имеет оборудование, обеспечивающие приём, выделение, формирование и передачу сигналов.

РЕТРАНСЛЯ́ТОР ПАССИ́ВНЫЙ — электропроводящая искусственная среда или небесное тело, способные рассеивать или направленно отражать падающие на них радиосигналы. Р. п. позволяет транслировать радиосигналы в широкой полосе частот, являясь промежуточным элементом линии радиосвязи. К Р. п. относятся: связной пассивный ИСЗ (см., напр., «*Эхо*»), пояс иголок, искусств. облако ионизир. частиц и т. п. Р. п. могут служить и поверхности естеств. космич. тел, напр. Луны. Для *спутниковой связи* Р. п. не используются, т. к. требуют сложных, громоздких и дорогостоящих земных станций.

РЗЕТ-2 (RZ. 2) — английский вариант ЖРД *ЛР-79-НА*, разрабатывавшийся с 1955 фирмой «Роллс-Ройс» (Rolls-Royce) по лицензии и при технич. содействии амер. фирмы «Рокетдайн» (Rocketdyne). Самый мощный из западноевроп. ЖРД (1981); использовался на 1-й ступени РН «*Европа*-1, -2».

РЛ-10 (RL-10) — американский ЖРД, разработанный фирмой «Пратт энд Уитни» (Pratt and Whitney Aircraft) в 1958—1963; впоследствии усовершенствован. Предназначен для 2-й ступени РН «Атлас-Центавр» (см. «*Атлас*») и «*Сатурн*-1». Топливо двухкомпонентное (окислитель — жидкий кислород, горючее — жидкий водород) с массовым соотношением компонентов 5; тяга в пустоте 66,72 кН; уд. импульс в пустоте 4354 м/с; масса 133 кг; выс. 1,8 м; диам. 1,0 м; продолжительность работы 470 с; допустимое число включений не менее 3.

ЖРД состоит из камеры, ТНА, агрегатов и систем управления работой и др. Камера ЖРД включает цилиндрическую камеру сгорания (давление 2,76 МПа) и профилированное сопло (геометрич. степень расширения 57). Смесит. головка камеры — шатровая, с 216 смесит. элементами, располож. по 8 концентрич. окружностям. Смесит. элементы — двухкомпонентные, коаксиального типа: окислитель подаётся через центральную трубчатую форсунку, горючее — через периферийную кольцевую щель. Форсунки окислителя изготовлены заодно со ср. днищем смесит. головки. Внутр. днище смесит. головки изготовлено из пористого материала и охлаждается горючим (расход составляет ок. 10% расхода горючего через двигатель). Корпус камеры выполнен из 360 трубок. Осн. конструкц. материал камеры — нержавеющая сталь.

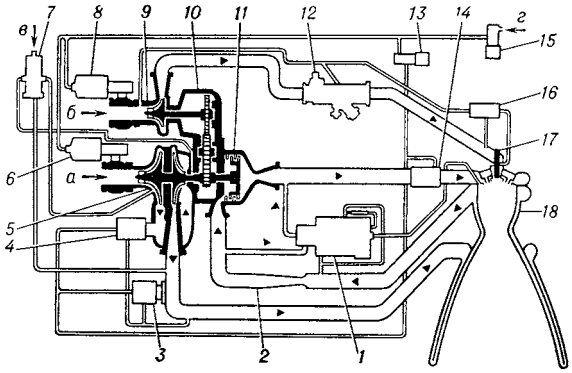


Схема ЖРД РЛ-10: *1* — регулятор тяги; *2* — трубка Вентури; *3, 4, 7* — клапаны системы захолаживания; *5, 9* — насосы; *6, 8, 14* — пуско-отсечные клапаны; *10* — шестерённый редуктор; *11* — турбина; *12* — блок клапанов с электромеханическим регулятором соотношения топливных компонентов; *13, 15* — управляющие электромагнитные клапаны; *16* — клапан системы зажигания; *17* — зажигательное устройство; *18* — камера; *а* — жидкий водород; *б* — жидкий кислород; *в* — жидкий гелий; *г* — газообразный гелий

ТНА — двухвальный (с параллельными валами), состоит из насосов окислителя и горючего, турбины и редуктора. Насос горючего установлен на одном валу с турбиной. Насосы — центробежные (крыльчатки с односторонним входом), с встроенными шнеками. Насос окислителя — одноступенчатый, насос горючего — двухступенчатый, турбина — осевая двухступенчатая (со ступенями давления). Мощность ТНА ~ 500 кВт; частота вращения насоса окислителя 202 $с^{-1}$, турбины и насоса горючего 504 $с^{-1}$. Корпус ТНА, крыльчатки насоса горючего и ротор турбины изготовлены из алюм. сплава; крыльчатка насоса окислителя и шестерни редуктора — стальные.

Окислитель поступает из насоса в центральный патрубок смесит. головки и вводится в камеру сгорания. Горючее после насоса используется для *регенеративного охлаждения* камеры. Охлаждая камеру, жидкий водород превращается в газообразный (с темп-рой ~ 200 К) и используется как рабочее тело турбины ТНА. После турбины газообразное горючее поступает в смесит. головку камеры.

Включение и выключение ЖРД производятся при помощи клапанов, управляемых газообразным гелием. Пусковые расходы компонентов топлива создаются гидростатич. напором компонентов топлива и давлением наддува баков. Топливо в камере сгорания зажигается электрич. искровой свечой. Перед включением ЖРД насос горючего и вся магистраль окислителя захолаживаются (см. *Захолаживание*) пропусканием через них соответствующих компонентов топлива. Перед стартом РН насос горючего захолаживается жидким гелием. В полёте соотношение компонентов топлива регулируется в пределах ± 10% (регулятор установлен за насосом окислителя) с целью достижения одноврем. опорожнения баков окислителя и горючего. Расход газа через турбину регулируется для обеспечения неизменного уровня тяги (перепуском).

ЖРД крепится к ракете при помощи карданного подвеса и может отклоняться в двух взаимно перпендикулярных плоскостях на угол ±4° гидроприводами; давление создаётся насосом, приводимым от вала ТНА. Первоначально ЖРД РЛ-10 имел индексы ЛР-115 (для ступени «Центавр») и ЛР-119 (для РН «Сатурн-1»). Осн. модификации ЖРД РЛ-10 (в хронологич. порядке): РЛ-10А-3, РЛ-10А-3-1, РЛ-10А-3-3. Приведённые выше характеристики относятся к ЖРД РЛ-10А-3-3. Для ЖРД предшествующих модификаций характерны меньшие значения давления в камере сгорания, геометрич. степени расширения сопла и уд. импульса (для РЛ-10А-3 соответственно — 2,07 МПа, 40, 4227 м/с).

«РМ» (англ. RM, сокр. от Radiation and Meteoroid — радиация и метеорные частицы) — наименование малого американского ИСЗ для изучения радиационной и метеорной обстановки. Масса ИСЗ 21 кг, корпус представляет собой 2 тороидальные секции, смонтированные на корпусе последней ступени РН. Длина нижней секции 0,38 м, верхней — 0,34 м. Электропитание от СБ. Стабилизация вращением. Для изучения радиац. обстановки служит дозиметрич. система на базе твёрдотельного спектрометра, а также три стандартные ионизац. камеры. Для изучения метеорной обстановки используются 4 пластины, каждая с 64 детекторами (конденсаторами) размером по 2,5 × × 2,5 см, регистрирующими метеорные пробои. ИСЗ «Р.» выведен 9.11.1970 РН «Скаут» на орбиту с высотой в перигее 290 км, высотой в апогее 507 км и наклонением 37,4°; период обращения 92,8 мин.

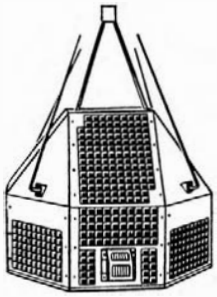
«РО́ВЕР» — наименование американского *лунного самоходного аппарата*.

РОЖДЕ́СТВЕНСКИЙ Валерий Ильич (р. 1939) — космонавт СССР, полковник, Герой Сов. Союза (1976), лётчик-космонавт СССР (1976). Чл. КПСС с 1961. После окончания в 1961 Высшего воен. мор. инж. уч-ща им. Ф. Э. Дзержинского служил в ВМФ. С 1965 в отряде космонавтов. 14—16 окт. 1976 совм. с В. Д. *Зудовым* совершил полёт на КК «Союз-23» (в качестве бортинженера). Время полёта 2 сут 6 мин 35 с. Почётный диплом им. В. М. Комарова (ФАИ). Награждён орденом Ленина и медалями. Почётный гражданин городов Аркалык, Бор, Гагарин, Калуга.

РОМАНЕ́НКО Юрий Викторович (р. 1944) — космонавт СССР, полковник, дважды Герой Сов. Союза (1978, 1980), лётчик-космонавт СССР (1978). Чл. КПСС с 1965. После окончания в 1966 Черниговского высшего воен. авиац. уч-ща лётчиков служил лётчиком-инструктором в ВВС. С 1970 в отряде космонавтов. 10 дек. 1977 — 16 марта 1978 совм. с Г. М. *Гречко* совершил полёт на КК «Союз-26» и орбит. станции «Салют-6» (в качестве командира). Во время полёта к орбит. станции пристыковывались КК «Союз-27» (экипаж В. А. *Джанибеков*,

О. Г. *Макаров*), грузовой трансп. корабль «Прогресс-1» и КК «Союз-28» (экипаж А. А. *Губарев*, В. *Ремек*). Полёт продолжался 96 сут 10 ч 7 с. Возвратился на КК «Союз-27». 18—26 сент. 1980 совм. с А. *Тамайо Мендесом* совершил полёт на КК «Союз-38» (в качестве командира) и орбит. станции «Салют-6» (осн. экипаж Л. И. *Попов*, В. В. *Рюмин*) с пристыкованным к ней КК «Союз-37». Полёт продолжался 7 сут 20 ч 43 мин 24 с. За 2 рейса в космос налетал 104 сут 6 ч 43 мин 31 с. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР, золотая медаль Чехосл. АН. Чл. ЦК ВЛКСМ (избран на 18-м съезде). Награждён 2 орденами Ленина, орденом Красной Звезды, медалями, а также иностр. орденами. Р. присвоено звание Героя ЧССР, Героя Республики Куба. Почётный гражданин городов Калуга, Джезказган, Бузулук, Аркалык (СССР), Братислава, Прага (ЧССР), Хьюстон (США).

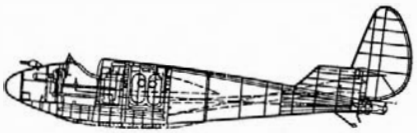
«РО́ХИНИ» (инд. Rohini, букв.— звезда), Р С — наименование индийского ИСЗ для контроля бортовых систем РН «СЛВ-3» при лётных испытаниях и траекторных измерений. Масса ИСЗ 35 кг. Корпус имеет форму восьмигранной призмы, переходящей в пирамиду. Высота корпуса 0,55 м, поперечный размер 0,68 м. Используется стабилизация вращением. Электропитание обеспечивают 1470 солнечных элементов на корпусе и 12-элементная никель-кадмиевая батарея ёмкостью 1,6 А·ч. Телеметрич. передатчик (137,4 МГц) и командный приёмник (148,25 МГц) используют турникетную антенну. ИСЗ «Р.-1» выведен 18.7. 1980 РН «СЛВ-3» на орбиту с выс. в перигее 300 км, выс. в апогее 900 км и наклонением 44,7°; период обращения 96,8 мин. ИСЗ «Р.-2» выведен 31.5.1981 такой же РН (индийской) на орбиту с выс. в перигее 186 км, выс. в апогее 414 км и наклонением 46,2°; период обращения 90,2 мин. ИСЗ «Р.-Д-2» выведен 17.4.1983 на орбиту с выс. в перигее 438 км, выс. в апогее 975 км и наклонением 45°; период обращения 99 мин.



ИСЗ «Рохини»

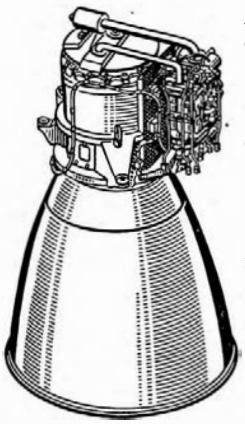
РП-318 — первый советский ракетоплан-ёр — пилотируемый летательный аппарат с ЖРД, созданный в 1936—40 по проекту С. П. *Королёва* в *Реактивном научно-исследовательском институте*. РП-318 — моноплан со среднерасположенным крылом большого удлинения; топливные баки размещались в фюзеляже, за кабиной пилота, двигатель — в хвостовой части, под оперением. Стартовая масса 657 кг, масса топлива (азотная кислота и керосин) 75 кг; дл. 7,9 м, размах крыльев 17 м; расчётная скорость полёта до 270 км/ч. Наземная отработка проводилась в 1936—38 с двигателем ОРМ-65 конструкции В. П. *Глушко*, а дальнейшая и полёты — с двигателем РДА-1-150 конструкции Л. С. Душкина (модификация ОРМ-65 с пониженными характеристиками: диапазон тяги 1370 — 685 Н вместо 1720—480 Н, уд. импульс 1820 м/с при тяге 1370 Н вместо 2060 м/с при 1470 Н). Первый полёт РП-318 с работающим ЖРД осуществлён лётчиком В. П. *Фёдоровым* 28. 2. 1940.

Ракетопланёр РП-318: схема (вверху) и общий вид



«РС» — международный регистрационный индекс, присваиваемый советским ИСЗ *«Радио»*.

РС-18 (RS-18, или LMAE — сокр. от англ. Lunar Module Ascent Engine — взлётный двигатель лунного модуля) — американский ЖРД, обеспечивающий взлёт лунного отсека КК *«Аполлон»* с поверхности Луны и вывод его на окололунную орбиту; разработан в 1967—68 фирмой «Рокетдайн» (Rocketdyne). Топливо двухкомпонентное самовоспламеняющееся (окислитель — четырёхокись азота, горючее — аэрозин-50) с соотношением компонентов 1,6; тяга в пустоте 15,6 кН; уд. импульс в пустоте 3043 м/с; масса 78 кг; выс. 1,2 м; диам. 0,8 м; время работы до 460 с (допускается 35 включений). ЖРД — однокамерный (давление в камере 0,84 МПа) с вытеснительной подачей топлива (наддув баков производится гелием). Смесительная головка камеры — плоская, с отверстиями распыла топлива, располож. по 7 концентрическим окружностям и образующими смесительные элементы со столкновением струй разноимённых компонентов топлива; горючее (4,5% общего расхода), распыляемое через периферийный ряд отверстий, используется для *завесного охлаждения*. Устойчивое горение обеспечивается предусмотренными в смесит. головке акустич. полостями и антипульсац. перегородками (3 радиальных ребра с отверстиями распыла). Смесит. головка крепится к корпусу камеры. Нач. его часть (до геометрич. степени расширения сопла 4,6) содержит аблятивную рефразилфенольную оболочку, заключённую в теплоизоляц. оболочку из асбестофенольного материала. Ост. часть камеры (до степени расширения 45,6) выполнена из аблятивного материала — модифицированной фенольной смолы с высоким содержанием двуокиси кремния. Корпус обмотан стеклотканью; нач. часть заключена, кроме того, в силовую оболочку из алюм. сплава, к к-рой в области горловины сопла приварен опорный пояс крепления ЖРД к КК. В полёте РС-18 не регулируется. Запуск и останов производятся при помощи блока клапанов той же конструкции, что и в ЖРД *ЛМДЭ*.

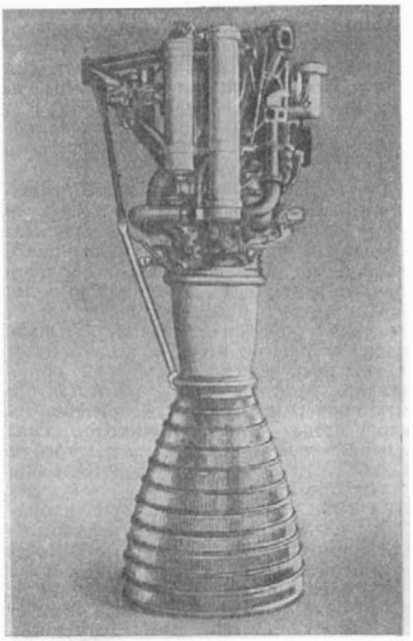


ЖРД РС-18

Ю. В. Романенко

М. Руа

РС-2701 (R S - 2 7 0 1) — американский ЖРД, созданный в 1-й половине 70-х гг. фирмой «Рокетдайн» (Rocketdyne). Скомпонован по образцу *ЛР-79-НА*; камера, ГГ и ТНА заимствованы от *Эйч-1*. Характеристики РС-2701 совпадают по тяге и уд. импульсу с Эйч-1, по габаритам — с ЛР-79-НА, а по массе (1029 кг) РС-2701 превосходит их. Используется с 1974 на 1-й ступени РН «*Тор*-Дельта»; вместе с 2 рулевыми ЖРД образует двигатель R S - 2 7.



ЖРД РС-2701

РУА́ (Roy) Морис (р. 1899) — французский учёный-механик, акад. франц. АН (1949). По окончании Политехнич. школы в Париже преподавал в школе мостов и дорог (1926—46), в высшей нац. авиац. школе (1930—40), Политехнич. школе (1947—69). Президент франц. АН (1966), президент Междунар. союза механиков (1964). Ген. директор Нац. управления по авиац. и космич. исследованиям Франции (1949—62). Президент Комитета по космич. исследованиям (*Коспар*) при Междунар. совете науч. союзов (1962—72). Осн. труды по гидро- и аэротермодинамике, общей термодинамике механизмов, динамике и стабиль-

Н. Н. Рукавишников

С. Руса

Я. Рыхлевский

В. В. Рюмин

ности работы самолётов; провёл фундаментальные теоретич. исследования в области реактивных двигателей. Почётный член Нац. АН США (1964), Амер. ин-та аэронавтики и астронавтики, Королевского аэронавтич. об-ва Великобритании. Почётный доктор ряда ун-тов Европы и Америки. Золотая медаль им. М. В. Ломоносова АН СССР (1975).

РУКАВИ́ШНИКОВ Николай Николаевич (р. 1932) — космонавт СССР, дважды Герой Сов. Союза (1971, 1974), лётчик-космонавт СССР (1971), канд. техн. наук (1980). Чл. КПСС с 1970. В 1957 окончил Моск. инженерно-физ. ин-т. Работает в КБ. С 1967 в отряде космонавтов. 23—25 апр. 1971 совм. с В. А. *Шаталовым* и А. С. *Елисеевым* совершил полёт на КК «Союз-10» (в качестве инженера-испытателя). 24 апр. 1971 «Союз-10» был состыкован с орбит. станцией «Салют». Общее время полёта 1 сут 23 ч 45 мин 54 с (полёт в состыкованном состоянии 5 ч 30 мин). 2—8 дек. 1974 совм. с А. В. *Филипченко* совершил полёт на КК «Союз-16» (в качестве бортинженера). В полёте Р. участвовал в проведении испытаний нового стыковочного агрегата и его автоматики, созданных по программе *ЭПАС*. Полёт продолжался 5 сут 22 ч 23 мин 35 с. 10—12 апр. 1979 совм. с Г. *Ивановым* совершил полёт на КК «Союз-33» (в качестве командира) с целью стыковки с орбит. станцией «Салют-6». Из-за неисправности сближающе-корректирующей ДУ стыковка была отменена. Полёт продолжался 1 сут 23 ч 1 мин 6 с. За 3 рейса в космос налетал 9 сут 21 ч 10 мин 35 с. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР, почётный диплом им. В. М. Комарова (ФАИ). Награждён 3 орденами Ленина и медалями, а также иностр. орденами и медалями. Р. присвоены звания Героя МНР и Героя НРБ. Председатель Федерации космонавтики СССР (с 1981). Почётный гражданин городов Калуга, Караганда, Томск, Аркалык, Боржоми, Джезказган, Кяхта (СССР), Сухэ-Батор (МНР), Хьюстон (США).

РУЛЕВЫ́Е МАШИ́НЫ — исполнительные органы в системах *управления движением* РН, к-рые в соответствии с командами (входными сигналами) обеспечивают поворот камер сгорания РД, поворот сопловых устройств, отклонение газовых рулей или щитков, вдув газа или впрыск жидкости в закритич. часть сопла, отклонение аэродинамич. поверхностей и т. д. В ракетной технике применяются электрич., электрогидравлич. и электропневматич. Р. м. В качестве источника энергии, приводящего в действие Р. м., используются аккумуляторы, автономные турбогенераторы, газогенераторы, схемы с отбором рабочего тела от ТНА, горячего газа из камер сгорания и т. д. Для управления вектором тяги в РН широкое распространение получили гидравлич. Р. м., в к-рых исполнит. элементом служат силовые гидроцилиндры, а для управления используются устройства дроссельного и струйного управления. По типу входных сигналов Р. м. подразделяются на аналоговые и дискретные. Для систем с бортовой ЦВМ разработаны и применяются Р. м. с цифровым управлением, осн. достоинствами к-рых являются возможность получения требуемой точности путём увеличения числа разрядов и повышенная надёжность.

РУЛЕВЫ́Е РАКЕ́ТНЫЕ ДВИ́ГАТЕЛИ — см. *Управляющие ракетные двигатели*.

РУ́СА (Roosa) Стюарт (р. 1933) — космонавт США, полковник ВВС в отставке. В ВВС с 1953. Учился в Оклахомском и Аризонском ун-тах. Окончив в 1962 Колорадский ун-т и получив степень бакалавра наук по авиац. технике, в течение двух лет работал на военно-возд. базах лётчиком и руководителем инж. службы. После окончания школы по подготовке пилотов для аэрокосмич. исследований (1965) работал лётчиком-испытателем на авиац. базе Эдуардс (шт. Калифорния). С 1966 в группе космонавтов НАСА. 31 янв.— 9 февр. 1971 совм. с А. *Шепардом* и Э. *Митчеллом* совершил полёт к Луне в качестве пилота осн. блока КК «Аполлон-14». Пробыв более двух суток на окололунной орбите (34 оборота), провёл работы по фотографированию, зондированию и наблюдениям Луны. Полёт продолжался 9 сут 1 мин 57 с. Чл. Об-ва лётчиков-испытателей. Награждён медалью НАСА «За выдающиеся заслуги». С 1976 в отставке. Вице-президент фирмы «Интернэшонал афферс» (International Affairs). Проживает в Греции.

РУЧНО́Е УПРАВЛЕ́НИЕ — управление КК с участием космонавтов. Под Р. у. часто понимают участие экипажа КК в *управлении движением*, однако в более широком смысле термин включает и участие в управлении сложным бортовым комплексом приборов (систем, обеспечивающих работу КК, науч. приборов и т. п.). В первом случае космонавт управляет движением КК, включая соответствующие *исполнительные органы* отклонением ручек управления. Сигналы с ручек поступают через преобразующие устройства в блоки системы управления движением. Информация об изменении положения КК поступает космонавту с индикаторов; он пользуется также иллюминатором или оптич. приборами. Во втором случае космонавт судит о работе систем КК по показаниям приборов и включает — выключает или изменяет режим работы системы управления бортовым комплексом и науч. аппаратуры с соответствующих пультов (в соответствии с программой полёта и анализом текущего состояния систем КК). В обоих случаях космонавт лишь вмешивается в работу сложной бортовой автоматики, и термин «Р. у.» должен пониматься с этой оговоркой.

РЫ́НИН Николай Алексеевич (1877—1942) — советский учёный и популяризатор в области воздухоплавания, авиации, космонавтики. После окончания в 1901 Петерб. ин-та инженеров путей сообщения остался работать там же (проф. с 1921). В 1928 при участии Р. в ин-те была организована Секция межпланетных сообщений. В 1928—32 издал «Межпланетные сообщения» (выпуски 1—9) — первый энциклопедич. труд по истории и теории реактивного движения и космонавтики. В 1930—32 проводил опыты по воздействию ускорений на живые организмы. Один из организаторов и чл. бюро ЛенГИРД. Именем Р. назв. кратер на Луне.

РЫХЛЕ́ВСКИЙ Ян (р. 1934) — польский учёный в области механики, прикладной математики, чл.-корр. Польской АН (1973). С 1959 в Ин-те осн. проблем техники Польской АН. В 1976—80 академик-секретарь Отделения математич., физич. и химич. наук Польской АН, с 1977 пред. Комитета космич. исследований Польской АН. Рук. польской части программы советско-польского пилотируемого космич. полёта. Вице-президент Междунар. астронавтич. ассоциации (1982—83). Гос. премия ПНР по науке (1968). Награждён орденом Возрождения Польши и др. орденами.

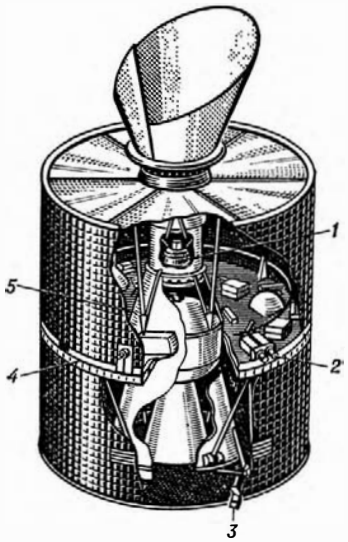
РЮ́МИН Валерий Викторович (р. 1939)— космонавт СССР, дважды Герой Сов. Союза (1979, 1980), лётчик-космонавт СССР (1977). Чл. КПСС с 1972. После окончания в 1966 Моск. лесотехнич. ин-та работает в КБ. С 1973 в отряде космонавтов. 9—11 окт. 1977 совм. с В. В. *Ковалёнком* совершил полёт на КК «Союз-25» (в качестве бортинженера). Полёт продолжался 2 сут 44 мин 45 с. 25 февр.— 19 авг. 1979 совм. с В. А. *Ляховым* совершил полёт на КК «Союз-32» (в качестве бортинженера) и орбит. станции «Салют-6». Во время полёта, продолжавшегося 175 сут 35 мин 37 с, к орбит. станции пристыковывались беспилотный КК «Союз-34» и грузовые трансп. корабли «Прогресс-5» — «Прогресс-7». Возвратился на Землю на КК «Союз-34». 9 апр.— 11 окт. 1980 совм. с Л. И. *Поповым* совершил полёт на КК «Союз-35» (в качестве бортинженера) и орбит. станции «Салют-6». Во время полёта к орбит. станции пристыковывались КК «Союз-36» (экипаж В. Н. *Кубасов*, Б. *Фаркаш*), «Союз Т-2» (экипаж Ю. В. *Малышев*, В. В. *Аксёнов*), «Союз-37» (экипаж В. В. *Горбатко*, *Фам Туан*), «Союз-38» (экипаж Ю. В. *Романенко*, А. *Тамайо Мендес*), грузовые трансп. корабли «Прогресс-8» — «Прогресс-11». Время полёта 184 сут 20 ч 11 мин 35 с. Возвратился на Землю на КК «Союз-37». За 3 рейса в космос налетал 361 сут 21 ч 31 мин 57 с. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР. Награждён 3 орденами Ленина и иностр. орденами и медалями. Почётный чл. Междунар. академии астронавтики (1980). Р. присвоены звания Героя Республики Куба, Героя ВНР, Героя Труда СРВ.

С

САВИНЫ́Х Виктор Петрович (р. 1940)— космонавт СССР, Герой Сов. Союза (1981), лётчик-космонавт СССР (1981). Чл. КПСС с 1963. Окончил Пермский техникум ж.-д. транспорта (1960), Моск. ин-т инженеров геодезии, аэрофотосъёмки и картографии (1969); работает в КБ. С 1978 в отряде космонавтов. 12 марта — 26 мая 1981 совм. с В. В. *Коваленком* совершил полёт на КК «Союз Т-4» и орбит. станции «Салют-6» (в качестве бортинженера). Во время полёта к орбит. станции пристыковывались КК «Союз-39» (экипаж В. А. *Джанибеков*, Ж. *Гуррагча*) и КК «Союз-40» (экипаж Л. И. *Попов*, Д. *Прунариу*). Время полёта 74 сут 17 ч 37 мин 23 с. Награждён орденом Ленина и иностр. орденом. С. присвоено звание Героя МНР. Почётный гражданин городов Джезказган, Калуга, Пермь, Киров (СССР), Улан-Батор, Дархан (МНР).

САВИ́ЦКАЯ Светлана Евгеньевна (р. 1948) — космонавт СССР, дважды Герой Сов. Союза (1982, 1984), лётчик-космонавт СССР (1982), засл. мастер спорта СССР (1970). Чл. КПСС с 1975. В 1971 окончила Центральную лётно-технич. школу при ЦК ДОСААФ СССР, в 1972 — МАИ им. С. Орджоникидзе. Работала лётчиком-инструктором. Абсолютная чемпионка мира по высшему пилотажу на поршневых самолётах (1970). Установила 3 мировых рекорда в групповых прыжках с парашютом из стратосферы и 15 мировых рекордов на реактивных самолётах. С 1976 лётчик-испытатель Мин-ва авиац. пром-сти СССР. С 1980 в отряде космонавтов. 19—27 авг. 1982 совм. с Л. И. *Поповым* и А. А. *Серебровым* совершила полёт (в качестве космонавта-исследователя) на КК «Союз Т-7» и на орбит. станции «Салют-7» (осн. экипаж А. Н. *Березовой*, В. В. *Лебедев*) с пристыков. к ней КК «Союз Т-5». Возвратилась на Землю на КК «Союз Т-5». Время полёта 7 сут 21 ч 52 мин 24 с. 17—25 июля 1984 совм. с В. А. *Джанибековым* и И. П. Волком совершила полёт (в качестве бортинженера) на КК «Союз Т-12» и на орбитальной станции «Салют-7» (осн. экипаж Л. Д. *Кизим*, В. А. Соловьёв, О. Ю. Атьков). Во время полёта, длившегося 11 сут 19 ч 14 мин 36 с, совм. с Джанибековым совершила выход в открытое космич. пространство, провела испытания нового универс. ручного инструмента, предназнач. для выполнения в условиях открытого космоса сложных технологич. операций. За 2 рейса в космос налетала 19 сут 17 ч 7 мин. Член ЦК ВЛКСМ с 1982. Золотая медаль и 18 дипломов ФАИ, 16 золотых спортивных медалей СССР. Награждена 2 орденами Ленина и орденом «Знак Почёта».

«СА́КУРА» (япон., букв.— вишня) — наименование японского ИСЗ для различных экспериментов в области связи (радиотелефония, ретрансляция цветного телевидения, передача цифровой информации с высокой скоростью) и для исследования распространения радиоволн. Изготовлен для Японии амер. фирмой «Аэронутроник Форд» (Aeronutronic Ford). Масса ИСЗ 675 кг. Корпус — цилиндр диам. 2,18 м. Длина (вместе с антенным блоком) 3,52 м. Электропитание от СБ. Мощность в конце расчётного периода активного существования (3 года) не менее 422 Вт. Для электропитания во время захода ИСЗ в тень Земли служит аккумуляторная батарея. Стабилизация вращением (90 ± 9 об/мин). Для ориентации оси вращения и коррекции стационарной орбиты предусмотрены 4 микродвигателя тягой по 23 Н, работающие на продуктах разложения гидразина. Антенный блок снабжён системой противовращения. Радиотехнич. система использует 6 ретрансляторов диапазона К (приём 27,5—31,0 ГГц, передача 17,7—21,2 ГГц) и 2 ретранслятора диапазонов X и S (приём 5,9—6,4 ГГц, передача 3,7—4,2 ГГц). Все ретрансляторы работают на одну антенну. Коэф. усиления при работе в диапазоне К не менее 33 дБ, при работе в диапазонах X и S — 25 дБ. Ширина полосы каждого ретранслятора 200 МГц. В командной и телеметрич. системах используется 64-элементная антенна, к-рая опоясывает корпус ИСЗ. Для перевода ИСЗ с переходной орбиты на



ИСЗ «Сакура»: *1* — система противовращения антенны; *2*, *3* — микродвигатели; *4* — антенна диапазона *S*; *5* — бортовой РДТТ

стационарную предусмотрен бортовой РДТТ. ИСЗ «С.» выведен 15.12.1977 амер. РН «Торад-Дельта» на стационарную орбиту над 135° в. д. Наземный комплекс включает гл. станцию, располож. прибл. в 100 км от Токио (диаметр отражателя антенны 13 м), две стационарные станции (12 м) и неск. мобильных станций (10 или 3 м). См. также *Японские искусственные спутники Земли*.

СА́ЛЬТО-ДИ-КУИ́РРА (Salto di Quirra) — ракетный полигон Италии, расположенный на о-ве Сардиния (40° с. ш., 9,5° в. д.). Используется для запуска высотных иссл. ракет (в т. ч. типа «Скайларк»).

«САЛЮ́Т» — наименование серии советских *орбитальных станций* (ОС) для полётов по орбите вокруг Земли; программа их разработки и запусков. Полёты осуществляются с космонавтами на

В. П. Савиных

С. Е. Савицкая

борту и в автоматическом режиме. На первые модификации ОС «С.» экипаж и грузы доставлялись на борту КК «*Союз*»; для модификации ОС «С.-6» и «С.-7», кроме КК «Союз», использовались КК «*Союз Т*» и грузовые трансп. КА «*Прогресс*». Станции типа «С.» предназначены для решения широкого круга задач в околоземном космич. пространстве: медико-биол. исследований с изучением воздействия условий длительного космич. полёта на организм человека; астрофиз. исследований в разл. диапазонах длин волн; исследований Земли, включая её поверхность и атмосферу; проведения научно-технич. экспериментов, в т. ч. отработки нек-рых технологич. процессов в условиях невесомости; проверки принципов создания ОС, отработки систем перспективных КА и т. д.

Основные характеристики. Масса полностью заправленной и укомплектованной ОС «С.» после выведения на орбиту ИСЗ 18,9 т; масса науч. аппаратуры до 2,5 т; численность экипажа до 6 чел.; макс. достигнутая продолжительность полёта одного экипажа ок. 237 сут («С.-7»); дл. 13,6—16 м; макс. диаметр корпуса обитаемых отсеков 4,15 м; макс. поперечный размер станции по раскрытым СБ 16,5 м; объём обитаемых отсеков (первонач. модификаций) по гермокорпусу 82,5 м³ («С.» — «С.-5»); свободный объём 47 м³. «С.» состоит из герметичных переходного отсека (ПО) и рабочего отсека (РО) и негерметичного агрегатного отсека (АО). ПО и РО — обитаемые отсеки; РО несёт и осн. бытовые функции. На ОС «С.-6» и «С.-7» со стороны АО имеется третий обитаемый герметичный отсек — т. н. промежуточная камера (ПК). В состав ОС «С.» входят: система ориентации и управления движением в полёте, обеспечивающая автоматич. и ручную ориентацию станции; системы терморегулирования, радиосвязи, электропитания, стыковки, управления бортовым комплексом; науч. оборудование, СЖО.

Основные отсеки. Переходный отсек (диам. 2 м, длина со *стыковочным агрегатом* 3 м, объём по внутр. обводам герметич. корпуса 8,1 м³, свободный объём св. 7 м³) служит для проведения науч. исследований и экспериментов, перехода экипажа из трансп. корабля в ОС. Из ПО может осуществляться выход членов экипажа в космич. пространство через спец. люк диаметром «в свету» 0,8 м, закрываемый герметич. крышкой. ПО, выполненный из алюм. сплава, имеет цилиндрич. форму (дл. 1,7 м), переходящую в месте установки стыковочного агрегата в коническую. ПО жёстко, через резиновые уплотнения крепится к РО. На шпангоуте конич. части корпуса ПО устанавливается пассивный стыковочный агрегат, обеспечивающий многократную стыковку. Внутри отсека установлено

оборудование систем терморегулирования, жизнеобеспечения, науч. аппаратура и оборудование (фотокамеры, блоки для биол. экспериментов), пост управления звёздным телескопом «Орион» (ОС «С.»), шлюзовая камера для транспортировки кассет телескопа и т. д. Комплектация отсека аппаратурой и оборудованием меняется в зависимости от задач полёта. Снаружи отсека находятся антенны радиосистемы сближения, датчиковая аппаратура, агрегаты систем терморегулирования и жизнедеятельности, научно-иссл. аппаратура (напр., блоки звёздного телескопа, устанавливаемые в спец. сферич. нише) и т. д. На первой модификации станции на ПО установлены 2 панели СБ. Корпус снаружи покрыт экранно-вакуумной теплоизоляцией. На участке выведения на орбиту ИСЗ ПО закрыт обтекателем (антенны и СБ — в сложенном положении), к-рый сбрасывается после прохождения плотных слоёв атмосферы.

Рабочий отсек (макс. диаметр корпуса 4,15 м, дл. 9,1 м, объём по внутр. обводам герметичного корпуса 74 м³, свободный объём 39 м³) расположен в ср. части станции и предназначен для осуществления осн. операций по управлению полётом, научно-техн. исследований и экспериментов, для выполнения комплекса физ. упражнений, приёма пищи, сна, отдыха. РО, выполненный из алюм. сплава, по форме представляет собой два цилиндра (один диам. 2,9 м и дл. 3,5 м, другой диам. 4,15 м и дл. 2,7 м), соединённых конич. оболочкой выс. 1,2 м. Торцевые поверхности отсека образованы сферич. оболочками. Отсек имеет св. 15 иллюминаторов (на станции «С.-4» — 22 иллюминатора) для работы с приборами ориентации и навигации, фотографирования и визуальных наблюдений. В центре сферич. оболочки, отделяющей РО и ПО, имеется люк (диаметром «в свету» 0,8 м). Внутри отсека установлены осн. приборы и агрегаты систем управления станцией, жизнеобеспечения, терморегулирования, энергопитания, радиосвязи, осн. аппаратура для проведения науч. исследований и наблюдений. В отсеке имеется 6 постов управления станцией и науч. аппаратурой (первая станция «С.»). В передней части отсека (меньшего диаметра) у люка для перехода в ПО расположен центральный пост управления станцией (для двух членов экипажа), с к-рого осуществляются операции по управлению практически всеми системами станции и контролю их работы (в т. ч. проведение операций по включению корректирующей ДУ, нек-рых навигац. измерений и т. д.). В этой же части отсека расположены два поста для проведения астроориентации, а также стол для приёма пищи, бак с питьевой водой, подогреватель пищи, библиотечка, магнитофон и др. Три поста для работы с научно-иссл. аппаратурой (в т. ч. для проведения медико-биол. экспериментов, наблюдений за поверхностью Земли) расположены в задней части отсека (имеющей больший диаметр). Там же находятся спальные места, шкафы-холодильники для хранения пищи, запасы воды и т. д., а также размещается комплекс средств для компенсации воздействия невесомости («бегущая дорожка», велоэргометр, нагрузочные костюмы, вакуумная ёмкость). В отдельном изолиров. от осн. объёма отсеке находится туалет с ассенизационно-санитарным устройством. Функционирует душевая. Аппаратура и оборудование внутри РО закреплены на рамах, размещённых по левому и правому бортам, а также в верх. и ниж. частях отсека (образующих условные «потолок» и «пол»), и закрыты декоративными панелями. В передней части РО снаружи установлены радиационные поверхности системы терморегулирования (занимают бóльшую часть наружной поверхности корпуса), оптич. аппаратура и датчики системы ориентации и навигации, три панели СБ (на последних модификациях «С.»). При выведении на орбиту ИСЗ оптич. приборы и иллюминаторы РО защищены от аэродинамич. и теплового воздействия двумя обтекателями и отделяемыми крышками. На последних модификациях «С.» вся передняя часть РО находится под обтекателем.

Агрегатный отсек (макс. диам. 4,15 м, дл. 3,5 м) расположен в задней части станции. Негерметичный корпус АО, выполненный из алюм. сплава, по форме представляет собой два цилиндра (один — диам. 4,15 м, дл. 1,4 м, другой — диам. 2,3 м, дл. 1,8 м), соединённых конич. оболочкой. На ОС «С.-6» и «С.-7» АО имеет форму одного цилиндра диам. 4,15 м. В АО располагаются корректирующая ДУ с запасами топлива, исполнит. органы системы ориентации и стабилизации, включая осн. и дублирующие двигатели малой тяги, а также ряд др. агрегатов и приборов. На ОС «С.-7» в АО установлены ёмкости, в к-рые перекачивается питьевая вода, доставляемая в баках КА «Прогресс». Это позволило освободить жилые помещения и упростить операцию заправки водой. На корпусе АО установлены две панели СБ (на первой орбит. станции «С.»), антенны, датчиковая аппаратура и др. На ОС «С.-6» и «С.-7» в АО имеется новая объединённая ДУ, к-рая может многократно заправляться в полёте, а снаружи отсека — ряд приборов, входящих в систему сближения (антенны, световые индексы, мишени, ТВ). На задней цилиндрич. (диам. 4,15 м) части АО имеется шпангоут, к-рым станция устанавливается на РН.

Промежуточная камера (макс. диам. 2 м, дл. 1,6 м, объём по внутр. обводам герметич. корпуса 4,5 м³), установленная на ОС «С.-6» и «С.-7», приварена к заднему днищу РО и соединяется с ним через люк с гермокрышкой. На противоположной стороне ПК установлен второй стыковочный агрегат, к к-рому могут причаливать как пилотируемые, так и грузовые трансп. КА. Для заправки ДУ от трансп. корабля «Прогресс» на этом стыковочном агрегате имеются гидроразъёмы. Внутри ПК может устанавливаться и науч. оборудование.

Основные системы. Система ориентации и управления движением предназначена для управления положением станции в пространстве: построения разл. видов ориентации; стабилизации станции при работе корректирующей ДУ; управления станцией при сближении и стыковке с трансп. КА. Система включает ИК построитель местной вертикали, ионные датчики ориентации по вектору скорости, солнечный датчик ориентации, блоки управления, визуальные оптич. приборы, гироскопич. приборы, комплекс радиолокац. оборудования и др. Погрешность ориентации станции от $\pm 30'$ до $\pm 2°$. Погрешность ориентации отд. приборов, напр. телескопа «Орион», при использовании автономных средств ориентации и стабилизации может достигать $\pm 10''$. Для создания управляющих моментов применяются ЖРД малой тяги. Общее число двигателей (основных и дублирующих) 32. На нек-рых типах «С.» стабилизация осуществляется силовыми гироскопами. Система управления бортовым комплексом обеспечивает: программно-временнóе управление; логич. обработку информации о состоянии систем и корректировку программы их работы по командам с Земли и с бортовых пультов; отображение информации о работе систем на бортовых пультах; электрич. сопряжение систем, включая распределение электропитания и защиту от коротких замыканий. В состав системы входят пульты управления, программно-временные устройства, бортовая ЦВМ.

Осн. источник электроэнергии на борту «С.» — СБ (напр., на станции «С.» — четыре панели общей площадью 28 м², на станциях «С.-4» — «С.-7» — три панели площадью 60 м²), работающие совместно с кадмиево-никелевой буферной батареей. После стыковки «С.» с трансп. КА их системы электропитания объединяются в единую систему. Для подзарядки буферных батарей станция периодически ориентируется плоскостью СБ перпендикулярно направлению на Солнце. Сохранение этой ориентации осуществляется закруткой станции с угловой скоростью 3°/с (напр., станция «С.»). На последующих модификациях ОС («С.-4» — «С.-7») установлены поворотные (относительно корпуса ОС) батареи с автономной автоматич. ориентацией каждой из них на Солнце.

Бортовой радиокомплекс станции обеспечивает: проведение траекторных измерений; приём подаваемых с Земли команд управления; передачу на Землю телеметрич. информации о состоянии экипажа, работе бортовых систем и результатах науч. исследований; двустороннюю телефонную и телеграфную связь с Землёй; передачу ТВ изображения (с ТВ камер, устанавливаемых как внутри, так и снаружи станции). Система терморегулирования станции поддерживает темп-ру воздуха в обитаемых отсеках в пределах 15—25 °С и относит. влажность 20—70%, а также необходимую темп-ру аппаратуры, оборудования, конструктивных узлов, располож. в герметичных и негерметичных зонах. В состав системы терморегулирования входят два независимых друг от друга жидкостных контура — «охлаждения» и «обогрева» с наружными радиац. теплообменниками (для первой станции «С.» площадью 21 м² и 6 м² соответственно), теплообменники, вентиляторы, насосы и др.

СЖО станции обеспечивает: поддержание атмосферы, близкой к земной; удовлетворение потребностей экипажа в пище, воде (питьевой и технической); удаление отходов; безопасность экипажа при выходе в космич. пространство и в случае аварийной разгерметизации обитаемых отсеков; проведение мед. и санитарно-гигиенич. мероприятий. Обогащение атмосферы станции кислородом (с парциальным давлением 21—37 кПа при давлении воздуха в обитаемых отсеках в пределах 100—126 кПа) и удаление углекислого газа осуществляются с помощью блоков регенераторов, содержащих высокоактивные вещества. Вредные примеси и пыль поглощаются из атмосферы спец. фильтрами. Твёрдые отходы собираются и хранятся в герметичных ёмкостях. Перед отделением КК от станции отходы переносятся в обитаемый орбит. отсек КК. Перед входом корабля в атмосферу Земли отсек отделяется от спускаемого аппарата и сгорает. На последних модификациях ОС удаление отходов осуществляется через шлюзовую

камеру. Запасы пищи хранятся в контейнерах. Для приёма пищи предусмотрены устройство для её подогрева, комплекты столовых принадлежностей, салфеток и т. д. В состав санитарно-гигиенич. оборудования входят пылесос, электробритвы (снабжены устройством для отсоса волос в пневмосборник), полотенца, комплекты белья и др.

Корректирующая ДУ предназначена для коррекции орбиты станции и ориентации при сближении с КК. ДУ имеет осн. (однокамерный с тягой 4170 Н) и дублирующий (двухкамерный с тягой 4110 Н) двигатели. На ОС «С.-6» и «С.-7» установлена объединённая ДУ с двумя корректирующими РД тягой по 3000 Н каждый, 32 управляющими РД тягой 140 Н каждый и 6 топливными баками.

Науч. оборудование, размещённое на ОС «С.» (как внутри, так и снаружи обитаемых отсеков), предназначено для проведения разл. медико-биологич., астро-физич., географич., научно-технич. и др. исследований и экспериментов при полёте станции с экипажем на борту и в автоматич. режиме. Состав комплектов науч. оборудования на разл. ОС «С.» зависит от программы полёта. Нек-рые типы станций оснащены автоматич. возвращаемым аппаратом для доставки на Землю результатов исследований.

Сведения о полётах. За 1971—83 выведено на орбиты ИСЗ 7 ОС «С.», из к-рых полёт «С.-2» проходил в автоматич. режиме, а полёт «С.», «С.-3»—«С.-7» — в автоматич. режиме и с экипажами на борту (см. табл.). Станции «С.» отличаются друг от друга научно-иссл. задачами, составом науч. оборудования, планировкой обитаемых отсеков, площадью и местом установки СБ и принципом их ориентации на Солнце, числом и местом размещения постов управления, введением второго стыковочного агрегата, новой объединённой ДУ и т. д. Полёт первой ОС «С.», продолжавшийся ок. 6 мес, состоял из неск. этапов. На первом этапе проведены стыковка и совместный полёт станции с КК «Союз-10». Были проверены системы, обеспечивающие поиск, сближение и стыковку КК и станции. Из-за неисправности в стыковочном агрегате КК «Союз-10» переход экипажа в «С.» не состоялся. В течение последующих 1,5 мес станция совершила полёт в автоматич. режиме; проводились работы по контролю состояния и функционирования бортовых систем, измерению параметров орбиты, приёму и обработке науч. информации. Второй этап начался с доставки экипажа КК «Союз-11» (работал на ОС с 7 по 29 июня 1971). Космонавты провели испытания бортовых систем в различных режимах работы, отрабатывали методы и автономные средства ориентации и навигации, систему управления при маневрировании на орбите и т. д. Затем станция совершила полёт в автоматич. режиме; проводились научно-технич. исследования, контроль за работой систем, конструкции и науч. оборудования в условиях длит. полёта. В полёте ОС «С.-2» отрабатывались конструкция, бортовая аппаратура и оборудование. Вследствие отклонений в работе системы ориентации полёт проходил только в автоматич. режиме. В ходе полёта ОС «С.-3» проводилась дальнейшая отработка усовершенствованной конструкции как в автоматич. режиме, так и с экипажем на борту, к-рый был доставлен на станцию КК «Союз-14» и проработал на ней с 5 по 19 июля 1974. 23.9.1974 автоматич. возвращаемый аппарат доставил материалы исследований с борта станции на Землю.

На станцию «С.-4» осуществлены две экспедиции (КК «Союз-17» и «Союз-18»), к-рые работали соответственно с 12 янв. по 9 февр. 1975 и с 26 мая по 26 июля 1975. В ходе этих экспедиций наряду с науч. исследованиями и экспериментами отрабатывались новые аппаратура и оборудование. Важный этап работы станции «С.-4» в автоматич. режиме — полёт совместно с беспилотным кораблём «Союз-20» с целью проверки конструкции, агрегатов и систем КК и ОС в длит. полёте (ресурсные испытания). Работа с «С.-4» завершена после полёта длительностью более 2 лет 1 мес. Полёт ОС «С.-5» осуществлялся как в автоматич. режиме, так и с экипажем на борту (две экспедиции, доставл. КК «Союз-21» и «Союз-24», работали соответственно с 7.7 по 24.8. 1976 и с 8.2 по 25.2.1977). 26.2.1977 со станции была спущена на Землю автоматич. капсула с материалами исследований и экспериментов. ОС «С.-6» — более совершенный вариант ОС типа «С.». Осн. изменения в конструкции и системах были сделаны с целью увеличения продолжительности работы в пилотируемом режиме и объёма проводимых исследований и экспериментов. На ОС со стороны агрегатного отсека установлены: второй стыковочный агрегат, связанный с РО герметичной промежуточной камерой; новая объединённая ДУ, к-рая может многократно заправляться в полёте; дополнит. аппаратура, обеспечивающая возможность автоматич. сближения и причаливания трансп. корабля к станции со стороны агрегатного отсека. Для обслуживания ОС был создан (на базе КК «Союз») грузовой автоматич. трансп. корабль «Прогресс», к-рый обеспечивает доставку на станцию дополнит. запасов средств СЖО, топлива, различного оборудования и приборов. Полёты к ОС «С.-6» совершили также и КК серии «Союз Т». Первый осн. экипаж (работал с 11.12. 1977 по 16.1.1978) был доставлен КК «Союз-26». Из-за возможного повреждения стыковочного агрегата при нерасчётном причаливании КК «Союз-25» стыковка была осуществлена со стороны АО. 20.12.1977 экипаж осматривал стыковочное устройство, работал с приспособлениями и инструментами. Выход происходил через люк стыковочного агрегата со стороны ПО (космонавты находились в условиях космич. пространства ~ 1,5 ч). В период полёта первого осн. экипажа к ОС пристыковывались КК «Союз-27» и «Союз-28» и трансп. корабль «Прогресс-1». С помощью ДУ «Прогресс-1» проводилась коррекция траектории движения ОС. Второй осн. экипаж (работал с 16.6 по 3.9.1978) был доставлен на ОС «С.-6» на КК «Союз-29». За время его пребывания на борту ОС работали ещё два экипажа (КК «Союз-30» и «Союз-31») и были доставлены различные грузы КА «Прогресс-2» — «Прогресс-4». С помощью ДУ трансп. корабля «Прогресс» проводились коррекции траектории полёта. Во время работы в условиях космич. пространства (29.7.1978) космонавты демонтировали науч. аппаратуру, установл. на внеш. поверхности ОС. Продолжительность выхода (от момента открытия люка до его закрытия) составила 2 ч 6 мин. 7.9.1978 экипаж выполнил операцию по перестыковке КК со стыковочного агрегата со стороны АО к стыковочному агрегату на ПО. Эта операция осуществлялась с целью высвобождения стыковочного агрегата со стороны АО для принятия КА «Прогресс-4». За время работы третьего осн. экипажа (доставлен на КК «Союз-32») выполнен значит. объём ремонтно-восстановит. мероприятий (заменены отд. кабели, детали в велоэргометре, нагреватели в печи «Кристалл», эластичная оболочка душа, установлены на пульте новые командно-сигнальные устройства и часы, заменён один из пультов управления науч. аппаратурой, установлен и подключён дополнит. блок хим. батарей, доставл. КА «Прогресс-5», и т. д.), доставлены грузы КА«Прогресс-5» — «Прогресс-7» и беспилотным КК «Союз-34». 13.6.1979 на Землю был возвращён КК «Союз-32» с материалами и результатами исследований и экспериментов, проведённых космонавтами (кассеты с кино- и фотоплёнкой, капсулы с веществами, получ. при выполнении экспериментов по материаловедению, ёмкости с биол. объектами и т. д.). 15.8. 1979 экипаж осуществил выход в открытый космос для отвода не полностью отделившейся от станции антенны радиотелескопа КРТ-10 (при отделении от станции раскрытой антенны возникли её колебания, к-рые привели к частичному зацеплению её конструкции за выступающие элементы АО). При выходе космонавты осмотрели внеш. поверхность станции, демонтировали установл. снаружи блоки науч. аппаратуры (в частности, приборы системы регистрации микрометеоров) и образцы различных конструкц. материалов. Общее время пребывания космонавтов в условиях открытого космоса 1 ч 23 мин. 14.7.1979 экипаж осуществил перестыковку КК «Союз-34» со стыковочного агрегата на АО к стыковочному агрегату на ПО. 19.12.1979 с ОС состыковался беспилотный КК «Союз Т». За время более чем 3-месячного совм. полёта с ОС в автоматич. режиме отрабатывались новые бортовые системы и элементы усовершенствованного трансп. корабля. 10.4.1980 на КК «Союз-35» доставлен четвёртый осн. экипаж, к-рый пробыл на станции ок. 185 сут. За время этого полёта значит. внимание уделялось проведению ремонтно-восстановит. работ на борту ОС; к станции пристыковывались КК «Союз-36», «Союз-37», «Союз-38», «Союз Т-2»; КА «Прогресс-8» — «Прогресс-11», доставившие на борт ОС грузы, была осуществлена коррекция её орбиты. 4.6.1980 космонавты осуществили перестыковку КК «Союз-36», а 1.8.1980 — КК «Союз-37». Комплекс профилактич. мед. мероприятий позволил поддерживать высокую работоспособность и хорошее состояние здоровья космонавтов во время длит. полёта. 28.11.1980 со станцией осуществили стыковку КК «Союз Т-3», экипаж к-рого за время 12-суточного пребывания на борту ОС произвёл ремонтно-восстановит. работы: во внутр. контур системы терморегулирования вмонтировали гидроблок с четырьмя насосами; заменили электронный блок в системе телеметрич. измерений и программно-временное устройство в системе управления бортовым комплексом; установили новый преобразователь электропитания компрессоров в системе дозаправки топливом объединённой ДУ. С 13.3.1981 на станции «С.-6» начал работать пятый осн. экипаж (доставлен КК «Союз Т-4»), к-рый пробыл на борту 74 сут. К станции пристыковывались КК «Союз-39» и «Союз-40». Экипаж разгружал КА «Прогресс-12», проводил различные научно-технич. эксперименты. 19.6. 1981 со станцией «С.-6» был состыкован ИСЗ «Космос-1267» с целью отработки систем и агрегатов нового типа КА, а так-

же методов сборки орбит. комплексов больших габаритов и масс. Коррекция траектории станции осуществлялась с помощью двигателей ИСЗ «Космос-1267». Полёт ОС «С.-6», продолжавшийся 4 года 10 месяцев, завершился 29.7.1982. Общее время функционирования в пилотируемом режиме 676 сут.

ОС «С.-7» запущена 19.4.1982. Станция того же класса, что «С.-6», имеет аналогичные отсеки, промежуточную камеру, сходные компоновку приборов и оборудования, состав и осн. хар-ки служебных систем. Осн. отличия связаны с новыми исследованиями и экспериментами: установлено усовершенствованное оборудование и приборы, модернизированы элементы системы жизнеобеспечения; увеличено число элементов фиксации (скоб, крюков) снаружи станции, что позволило расширить объём работ в открытом космосе; возросло до 5 ч (на ОС «С.-6» — 3,5 ч) время нахождения космонавтов в скафандрах вне герметич. отсеков. Первый осн. экипаж (работал с 13.5 по 10.12.1982) был доставлен на «С.-7» КК «Союз Т-5». В период полёта экипажа к ОС пристыковывались КК «Союз Т-6», «Союз Т-7», КА «Прогресс-13» — «Прогресс-16»; отделены от ОС и выведены в космич. пространство малые ИСЗ «Искра-2» и «Искра-3»; осуществлялась неоднократная коррекция её орбиты. За время работы экипажа проводились эксперименты в области космич. биологии и медицины, астрофизики, космич. материаловедения; собран статистич. материал по минерально-сырьевым ресурсам страны, сезонной изменчивости с.-х. угодий, о биологич. продуктивности Мирового океана; получено ок. 20 тыс. снимков земной поверхности, проводились технические эксперименты по отработке усовершенствованных бортовых систем, оборудования и приборов. 30.7.1982 космонавты осуществили выход в открытый космос с целью демонтажа и частичной замены аппаратуры, установл. на внеш. поверхности ОС, а также исследования возможностей проведения разл. технологич. операций вне станции. Общее время пребывания космонавтов в открытом космосе составило 2 ч 33 мин. 29.8.1982 осуществлена перестыковка КК «Союз Т-7» с целью освобождения стыковочного узла на АО. С 27.6.1983 на ОС «С.-7» начал работать второй осн. экипаж (доставлен КК «Союз Т-9»).

Основные исследования и эксперименты. В области физики и астрофизики. На первой станции «С.» проводились исследования спектров звёзд в УФ диапазоне (телескоп «Орион»), гамма-излучения (телескоп «Анна-III»), потоков заряж. частиц (телескоп ТЭБ), многозарядного компонента первичного космич. излучения (фотоэмульсионная камера ФЭК-7А); осуществлялась регистрация микрометеорных частиц (конденсаторные и пьезоэлектрические датчики), потоков нейтронов и гамма-квантов на фоне космич. излучения (аппаратура «Калина»). На ОС «С.-4» регистрировались спектры солнечных вспышек (телескоп ОСТ-1), ИК излучение звёзд, Луны, поверхности атмосферы Земли (телескоп ИТС-К), а также потоки нейтронов и гамма-квантов (аппаратура «Рябина»). На этой же станции исследовались: излучения рентгеновских источников (телескоп РТ-4, спектрометр «Филин»), характеристики потоков нейтрального газа и плазмы, обтекающих станцию (аппаратура «Спектр»), характер распределения малых газовых компонентов верхней атмосферы Земли (комплект солнечных спектрометров КСС-2), характер распределения спорадического метеорного вещества (аппаратура ММК-1), темп-ра верхней атмосферы Земли (аппаратура «Эмиссия»), а также определялся изотопный и хим. состав лёгких ядер космич. лучей и проводился поиск дейтонов (спектрометр «СИЛЯ-4»). На ОС «С.-6» исследовались астрофиз. источники в УФ, ИК, сантиметровом и радиодиапазонах (субмиллиметровый телескоп БСТ-1М, радиотелескоп КРТ-10 с диаметром зеркала 10 м), оценивалось пробивное действие микрометеоров (аппаратура ММК-1). На ОС «С.-7» исследовались рентгеновские источники (телескопы и спектрометры с диапазоном измерений 2—25 кэВ); изучались фоновые потоки гамма-квантов и заряж. частиц (гамма-телескоп «Елена»); регистрировалось ионизирующее космич. излучение (радиометр «Рябина» и переносные дозиметры), исследовалось распределение метеорного вещества (аппаратура «ЭФО») и потока микрометеоров (аппаратура ММК), изучалась верх. атмосфера Земли и атмосфера вокруг станции (аппаратура «Астра»), проводились фотографич. наблюдения атмосферы Земли, межпланетного и межзвёздного пространства в видимом и ближнем инфракрасном диапазоне (французская фотоаппаратура ПИРАМИГ и ПСН).

В области изучения природных ресурсов Земли. На ОС «С.» велись наблюдения и фотографирование поверхности Земли в интересах геологии, геодезии, географии, метеорологии, океанографии, мелиорации, сельского, лесного и рыбного х-в (на первой станции «С.» — фотоаппаратура АФА-41/20, АФА-М-31; на «С.-4» — фотоаппаратура КАТЭ-500, КАТЭ-140, БА-3К; на «С.-6» — прецизионный шестиобъективный фотоаппарат МКФ-6М, фотоаппарат КАТЭ-140, комплект ручных оптич. приборов для визуального наблюдения). На «С.» проводилось спектрографирование ореола земной атмосферы и подстилающей поверхности Земли в видимой области спектра (ручной спектрограф РСС-2). На «С.-4» отрабатывалась методика измерения радиационных полей земной поверхности (телефотометр «Микрон»). На «С.-6» исследовалось излучение земной поверхности (телескоп БСТ-1М, спектрометрич. аппаратура «Микрон», ФМ-107, СФМ-4УФ) с целью изучения динамики перераспределения по высоте водяного пара и т. д. На «С.-7» проводилось фотографирование и спектрометрирование Земли для создания карт, изучения лесных массивов и с.-х. угодий, поиска полезных ископаемых, контроля окружающей среды (многозональная фотоаппаратура МКФ-6М, фотоаппаратура КАТЭ-140,

Полёты орбитальных станций «Салют»

Орбитальная станция	Дата запуска и прекращения существования*	Начальные параметры орбиты				Число КА, осуществивших стыковку с орбит. станциями	Число экспедиций и продолжительность их пребывания на борту орбит. станции	Основные результаты полёта
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин			
«Салют»	19.4—11.10. 1971	200	222	51,6	88,5	2**	Одна; 22 сут	Проверка работы аппаратуры, оборудования и конструкции. Комплексные научно-технич. исследования и эксперименты
«Салют-2»	3.4—29.4.1973	215	260	51,6	89,0	—	—	Отработка конструкции станции и бортовой аппаратуры
«Салют-3»	26.6.1974—25. 1.1975	219	270	51,6	89,1	1	Одна; 14 сут	Комплексные научно-технич. исследования и эксперименты
«Салют-4»	26.12.1974—3. 2.1977	219	270	51,6	89,1	3***	Две; 28 и 63 сут	То же
«Салют-5»	22.6.1976—8. 8.1977	219	260	51,1	89,0	2	Две; 48 и 17 сут	»
«Салют-6»	29.9.1977—29. 7.1982	219	275	51,6	89,1	31****	5 основных— 96; 139; 174; 185; 74 сут; 11 краткосрочных — от 3 до 12 сут	Комплексные научно-технич. исследования и эксперименты: проведение операций в открытом космосе; ремонтно-профилактические работы
«Салют-7»	19.4.1982 — запуск	219	278	51,6	89,2	11*****	2 основных — 211 и 150 сут; 2 краткосрочных — до 7 сут	Комплексные научно-технич. исследования и эксперименты. Отработка усовершенствованных систем и аппаратуры

Примечания: * ОС «С.» прекращали существование по команде с Земли, войдя в плотные слои атмосферы над Тихим океаном. ** После стыковки КК «Союз-10» переход экипажа не производился. *** Включая беспилотный КК «Союз-20». **** Включая 4 корабля серии «Союз Т» (в т. ч. один беспилотный), 12 КА «Прогресс» и ИСЗ «Космос-1267». ***** 4 корабля серии «Союз Т», 6 КА «Прогресс» и ИСЗ «Космос-1443».

спектрометр «Спектр-15», ручные спектрометры, фотометры, фотоаппараты, бинокли).

В области медико-биологических исследований. Изучалось влияние факторов длит. космич. полёта на организм человека (на «С.» — аппаратура «Полином-2М», «Левкой-2М», «Тонометр», «Резеда-2М», «Пальма-2М», «Импульс», «Вертикаль-М», «Плотность», «Радуга», «Кресло», «Бегущая дорожка», эспандеры и т. д.; на «С.-4» и «С.-6» — модифициров. аппаратура, аналогичная по своим функциям применённой на первой станции «С.», а также новая аппаратура АМАК-3, «Тонус», пневмовакуумный костюм «Чибис» и др.). Исследовались процессы развития различных биол. объектов (на «С.»— аппаратура БГИ-6, ББ-1, «Биотерм», «Эмкон-1», «Оазис»; на «С.-4» — «Оазис-1М», «Биотерм-2», «Биотерм-3», «Биотерм-4», ФКТ, КМ и др.; на «С.-6» — ТС-ТАУ, ИФС-2, «Медуза», «Малахит-2», «Рост растений», «Электропотенциал», «Трек», а также аппаратура, аналогичная по своим функциям применённой на предыдущих станциях «С.»).На «С.-7» исследовались особенности протекания жизненных процессов на клеточном и субклеточном уровне у разл. организмов («Биогравистат», «Оазис», «Малахит», «Цитос-2»); оценивались условия обитания и функционального состояния человека (аппаратура «Аэлита», измеритель масс, шумомер).

В области отработки новых систем, приборов и технологических процессов. На первой станции «С.» испытывались приборы экспериментальной системы ориентации и управления движением. На «С.-4» — отрабатывались перспективные элементы системы терморегулирования (комплекты испарит. агрегатов, тепловых труб, терморегулирующих покрытий), исследовались гидродинамич. процессы в модельных баках для топлива (аппаратура «Фреон-70»). На «С.-6» исследовалась технология получения новых монокристаллических, полупроводниковых, оптич. и др. материалов в условиях невесомости (установки «Сплав-01», «Кристалл», «Пион», «Чегет») и технология нанесения покрытий различного назначения (аппаратура «Испаритель»), отрабатывались новая ДУ, процесс дозаправки станции топливом и пополнения расходуемыми материалами с помощью КА «Прогресс», новая система активного охлаждения (АСО), режим экономичной орбит. ориентации (система «Каскад») и т. д.; осуществлены технологич. и науч. исследования совместно с космонавтами стран — участниц программы «Интеркосмос». На «С.-7.» изучался механизм массопереноса, анизотропии скорости роста кристаллов; отрабатывались процессы производства полупроводников при наличии микрогравитации (технологич. печи «Кристалл-Магма», «Корунд»); исследовались процессы кристаллизации в невесомости и влияние микрогравитации на рост кристаллов (технологич. печи «Кристаллизатор» и «Сплав») и т. д.

ОС «С.» выводятся 3-ступенчатой РН «Протон». См. вкл. II, III, XXIII, XXXIV.

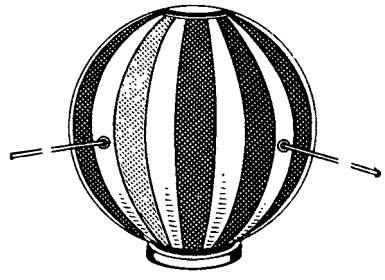
Л. А. Горшков Г. И. Гадалин.

САМБО (англ. SAMBO, сокр. от Synchronous Auroral Multiple Ballon Observatories — синхронные авроральные множественные баллонные обсерватории) — проект исследования возмущений околоземного космического пространства в приполярных широтах с помощью советской, французской и шведской аппаратуры, устанавливаемой на дрейфующих аэростатах. Цель экспериментов — полнее представить физ. картину процессов в околоземном космич. пространстве в периоды вторжения из космоса в ионосферу полярных широт большого кол-ва заряж. частиц (электронов и протонов), к-рые вызывают полярные сияния, нарушают радиосвязь и возмущают электрич. и магнитное поля. Программа исследований состоит из неск. этапов. Первый из них завершён в янв.— марте 1974, второй — в дек. 1976. Запуск аэростатов (объём до 25 000 м³) осуществляется со швед. полигона *Кируна*, находящегося в высоких широтах. В период запуска аэростатов на Севере господствуют устойчивые западные ветры, к-рые способствуют их дрейфу на восток на выс. 30—40 км над терр. Швеции, Финляндии и СССР (до Сев. Урала). Протяжённость трассы ~ 2000 км, скорость дрейфа может достигать 300 км/ч. Масса науч. аппаратуры ~ 100 кг. Телеметрич. информация с аэростатов принимается наземными станциями, располож. в г. Апатиты на Кольском полуострове, в посёлке Шойна на полуострове Канин, в Нарьян-Маре, Амдерме. Эксперименты по проекту С. позволяют, в частности, исследовать рентгеновское тормозное излучение электронов, изменения электрич. поля и свечения верхней атмосферы. Результаты этих исследований имеют большое значение для выработки рекомендаций по обеспечению более надёжной радиосвязи, для оценки и прогнозирования радиац. обстановки вблизи Земли.

САМОВОСПЛАМЕНЯЮЩЕЕСЯ РАКЕТНОЕ ТОПЛИВО — жидкое *двухкомпонентное ракетное топливо*, воспламеняющееся при темп-ре, имеющей место в условиях эксплуатации, в случае контакта компонентов — окислителя и горючего. Применение С. р. т. упрощает конструкцию ЖРД и повышает его надёжность, так как отсутствует система зажигания, облегчается запуск, улучшается устойчивость горения, но при этом повышаются требования к герметичности баков и коммуникаций при эксплуатации. В качестве С. р. т. в ракетной технике применяются горючие на основе ароматич. и алифатич. аминов в паре с *азотнокислотными ракетными окислителями*, *диметилгидразин несимметричный* в паре с *четырёхокисью азота* и др. топлива. С. р. т. может использоваться как пусковое топливо.

САН-МА́РКО (San Marco) — морской космодром Италии. С 1965 базируется в Индийском ок. в заливе Формоза в 5 км от побережья Кении (2° 57′ ю. ш., 40° 13′ в. д.). Создан в 1964. С.-М. состоит из двух плавучих платформ С.-М. и Санта-Рита, к-рые устанавливаются в стартовое положение с помощью выдвижных стальных опор на мор. прибрежное дно на расстоянии ок. 500 м одна от другой. Платформа С.-М. (дл. 90 м) имеет 20 выдвижных стальных опор. На ней смонтированы ПУ и монтажно-испытат. ангар (дл. 36 м) для сборки РН, оборудованный системой кондиционирования воздуха. Платформа Санта-Рита переоборудована из платформы для бурения нефтяных скважин. На ней размещены пост управления запуском и оборудование для слежения за полётом РН. Её связь с платформой С.-М. осуществляется с помощью 23 подводных кабелей. Используется для вывода ИСЗ на экваториальные орбиты с помощью РН «Скаут». С С.-М. запущено неск. итал. ИСЗ «Сан-Марко», англ. ИСЗ «Ариэль», ряд малых иссл. ИСЗ США.

«САН-МА́РКО» — наименование серии итальянских ИСЗ для исследования атмосферы и ионосферы в экваториальной зоне. Запускались (кроме «С.-М.-1»)



ИСЗ «Сан-Марко»

с итал. мор. стартового комплекса *Сан-Марко*, ИСЗ «С.-М.-1» — с космодрома *Уоллопс*. Для запуска всех ИСЗ «С.-М.» использовалась амер. РН «Скаут». Масса ИСЗ 113—164 кг, корпус — сфера (диам. 0,66—0,70 м); состоит из двух концентрич. оболочек — лёгкой внеш. и сравнительно тяжёлой внутр., соединённых эластичными связями. Во внутр. оболочке (по оси) находится цилиндрич. контейнер с тензометрами и контейнер в форме диска с электронной аппаратурой и батареями системы электропитания. Аэродинамич. торможение внеш. оболочки заставляет её смещаться относительно внутр., что позволяет с помощью тензометров определять степень торможения и рассчитывать плотность атмосферы (отношение массы ИСЗ к площади миделя ~300 кг/м²). Электропитание от ртутных батарей («С.-М.-1,-2») или от СБ («С.-М.-3,-4»). Стабилизация вращением (изменение частоты вращения обеспечивается магнитной системой). Для определения мгновенной ориентации ИСЗ служат 6 солнечных датчиков. Два телеметрич. передатчика работают на частоте 136,74 МГц, командный приёмник — на частоте 149,52 МГц. Командно-телеметрич. система использует 4 штыревые антенны дл. по 0,48 м. Для исследования ионосферы служат две развёртывающиеся антенны дл. по 2,5 м. На «С.-М.-4» дополнительно установлены 2 масс-спектрометра (изготовлены в

Запуски ИСЗ «Сан-Марко»

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Сан-Марко-1»	15.12.1964	198	845	37,77	94,94
«Сан-Марко-2»	26.4.1967	217	738	2,89	93,93
«Сан-Марко-3»	24.4.1971	226	723	3,3	94,05
«Сан-Марко-4»	18.2.1974	243	920	2,89	96,3

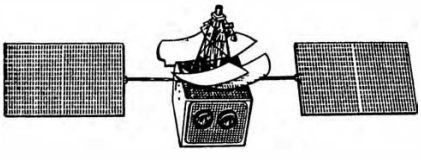
США) для регистрации изменений состава атмосферы в зависимости от солнечной и геомагнитной активности. Предусматривается вывод на орбиту ИСЗ «С.-М. ДЛ». Задача — производить замеры состава плотности и темп-ры атмосферы, силы и скорости ветров, электрич. и магнитных полей. Особенность «С.-М. ДЛ» — многостационарность: три раза в сутки он во время прохождения апогея будет стоять почти неподвижно над Европой, Атлантическим и Тихим ок. (угловая скорость ИСЗ будет равна угловой скорости Земли). ИСЗ выводятся РН «Скаут».

САПРОФИ́ТЫ (от греч. sapros — гнилой и phytón — растение) — организмы, питающиеся органическими веществами отмерших организмов или выделениями животных. По типу питания С. относятся к *гетеротрофным организмам*. Вместе с *автотрофными организмами* играют важную роль в круговороте веществ в природе. При действии факторов космич. полёта возможно приобретение С. признаков патогенности.

САРАБХА́И Викрам (1919—71) — индийский учёный. Закончил Гуджаратский колледж в Ахмадабаде, а затем (в 1947) колледж Сент-Джон в Кембридже (Великобритания), где получил степень доктора наук. Работал проф. космич. физики в разл. ин-тах, директором н.-и. физ. лаборатории в Ахмадабаде. Возглавлял Департамент по атомной энергии пр-ва Индии. В 1962 по его инициативе был создан Инд. комитет космич. исследований, впоследствии преобразованный в *Индийскую организацию космических исследований*. С.— один из первых учёных Индии, стремившихся поставить космос на службу человеку. Под его руководством и при личном участии был разработан 10-летний план космич. исследований Индии на 1970—80, в соответствии с к-рым в 1975 инд. учёными и специалистами создан первый инд. ИСЗ «Ариабхата». Чл. постоянного Пагуошского комитета, науч. пред. конференции ООН по мирному использованию космич. пространства (1968, Вена), принимал активное участие в международных конгрессах *Коспар* и МАФ, являлся чл. комиссии по солнечно-земной физике (ИСКЮ).

САРАФА́НОВ Геннадий Васильевич (р. 1942) — космонавт СССР, полковник, Герой Сов. Союза (1974), лётчик-космонавт СССР (1974). Чл. КПСС с 1963. После окончания в 1964 Балашовского высшего воен. авиац. уч-ща лётчиков служил в ВВС. С 1965 в отряде космонавтов. 26—28 авг. 1974 совм. с Л. С. *Дёминым* совершил полёт на КК «Союз-15» (в качестве командира). Полёт продолжался 2 сут 12 мин 11 с. Награждён орденом Ленина и медалями. Почётный гражданин городов Калуга, Гагарин, Джезказган.

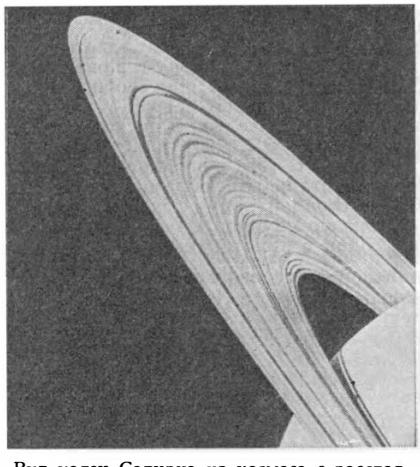
«СА́ТКОМ» (англ. Satcom, сокр. от Satellite Communications — спутниковая связь) — наименование ИСЗ для регио-



ИСЗ «Сатком»

нальной коммерческой системы связи США, принадлежащей фирме «Рейдио корпорейшен оф Америка» (Radio Corporation of America). Масса ИСЗ на стационарной орбите после выгорания топлива бортового РДТТ — 462 кг. Электропитание от СБ на двух панелях, развёртывающихся на стационарной орбите. Мощность, вырабатываемая батареями непосредств. после вывода ИСЗ на стационарную орбиту, 770 Вт, в конце расчётного периода активного существования (8 лет) — 550 Вт. Имеются также 3 аккумуляторные никель-кадмиевые батареи ёмкостью по 12 А·ч, обеспечивающие электропитание (485 Вт) во время пребывания ИСЗ в тени Земли. Трёхосная система ориентации использует солнечные датчики и ИК датчики земного горизонта; исполнит. органы — маховик и магнитные катушки. Запасные средства — микродвигатели, работающие на продуктах разложения гидразина, к-рые служат также для коррекции стационарной орбиты. ИСЗ оснащён 24 ретрансляторами, каждый из к-рых обеспечивает передачу одной программы цветного ТВ, одностороннюю радиотелефонную связь по 900 каналам или передачу цифровой информации со скоростью 60 Мбит/с. Ширина полосы каждого ретранслятора 34 МГц. Ретрансляц. система в режиме приёма работает на частоте 5925—6425 МГц, в режиме передачи — на частоте 3700—4200 МГц.

САТУ́РН — вторая по размерам планета *Солнечной системы*, шестая по порядку от Солнца. Расстояние С. до Солнца от 9 до 10,1 а. е. (1,3—1,5 млрд. км), ср. расстояние 9,539 а. е. (1,427 млрд. км). Расстояние между С. и Землёй колеблет-



Вид колец Сатурна из космоса с расстояния 8 млн. км. Изображение, переданное на Землю с борта КА «Вояджер-2» (США) 6 ноября 1980. Яркости колец искусственно уравнены путём обработки на ЭВМ. Видно, что кольца состоят из множества узких концентрических колечек

ся от 1,2 до 1,6 млрд. км (видимые угловые размеры диска С. при этом изменяются от 15 до 20″). Эксцентриситет орбиты 0,0556, наклон её к эклиптике 2°29,4′. Период обращения по орбите 29,458 года. Ср. скорость движения по орбите 9,64 км/с. Видимая звёздная величина С. в ср. противостоянии 0,67, абс. планетная величина — 8,88, сферическое альбедо 0,76. Поверхность С. не видна, определены физ. характеристики фигуры, образуемой непрозрачными слоями атмосферы: экваториальный диам. 120 000 км, полярный 107 000 км, ср. диам. 116 000 км (9,1 земных), сжатие ~ 1:10, масса $5{,}68 \cdot 10^{26}$ кг (95,1 земных),

В. Сарабхаи

Г. В. Сарафанов

ср. плотн. 680 кг/м³, ускорение свободного падения на экваторе за вычетом центробежного (к-рое равно 1,76 м/с²) 9,06 м/с² (0,92 земного), первая космич. скорость на поверхности атмосферы 25 км/с, вторая — 37 км/с. Атмосфера С. имеет разные периоды обращения: тропич. зона обращается за 10 ч 14 мин, умеренные широты на 26 мин медленнее, наклон экватора С. к плоскости орбиты 26°44′.

Солнечная постоянная С. 14,7 Вт/м², освещённость Солнцем 1480 лк. Темп-ра наружных слоёв в точке, где Солнце находится в зените, 95 К. Подобно Юпитеру, атмосфера С. состоит из молекул водорода (найдено в спектре) и гелия (спектрально не обнаруживается). Примесь метана незначительна (но есть его сильные полосы поглощения в спектре С.), аммиак вымерожен из атмосферы.

С. обладает собств. магнитным полем. Дипольный магнитный момент в 600 раз больше, чем у Земли, и в 20 раз меньше, чем у Юпитера. Магнитосфера напоминает земную, но значительно обширнее. Имеются радиационные пояса, причём частицы выметены из тех областей, где их траектории пересекают кольца или орбиты спутников.

Внутр. строение С. подобно строению Юпитера. Ок. $^2/_3$ массы С., по-видимому, приходится на водород. По совр. представлениям, вся планета находится в газожидком состоянии, исключая, может быть, небольшую центральную область. До половины радиуса С. водород — в мол. фазе (H_2), на бо́льших глубинах, под давлением св. 300 ГПа, водород переходит в металлич. фазу, а близ центра ($\leqslant$0,3 радиуса С.) сосредоточены водородные соединения и окислы. Темп-ра в центре С. ~20 000 К.

Исследование С. и его спутников проводилось КА *«Пионер-11»* и *«Вояджер-2»*, прошедших мимо С. соответственно в сент. 1979 и нояб. 1980. Снимки, получ. КА, показывают наличие в его атмосфере различных образований (пятна, извивающиеся нити, вихри, ореолы и полосы). Обнаружено красное пятно, к-рое представляет собой как бы уменьшенный вариант Большого красного пятна на Юпитере. С. (см. рис.) окружён системой концентрич. колец, располож. в экваториальной плоскости. Известны 7 колец; с Земли хорошо видны три: внеш. кольцо, отделённое от среднего «щелью Кассини», среднее, наиболее яркое, и внутр., т. н. креповое. Радиусы колец (в тыс. км): 138—120, 116—90 и 89—71. Сквозь внешнее и особенно сквозь креповое кольцо просвечивает диск С. Из наблюдений колец с ребра их толщина оценивается в пределах 1—4 км. С помощью КА обнаружено, что кольца С. состоят из большого числа колечек, нек-рые из них сле-

таются в жгуты. Точных сведений о том, что представляют собой частицы колец, нет, но измерения в радио- и ИК диапазонах позволяют предположить, что они являются или глыбами льда, или силикатными образованиями с ледяным покрытием.

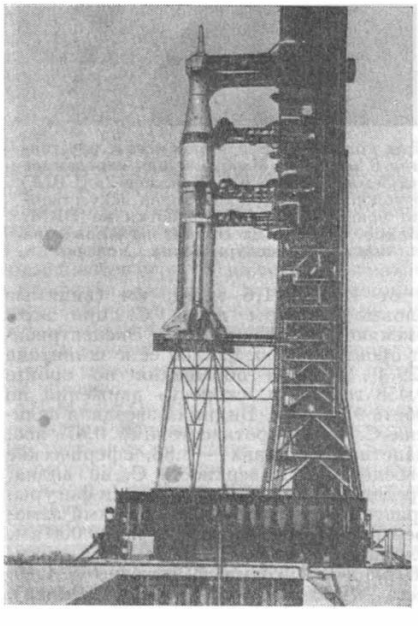
С. имеет 17 спутников (6 обнаружены с помощью КА). Размеры одного из них — Титана — сравнимы с размерами планет (радиус ~ 2560 км, масса $2{,}4 \cdot 10^{-4}$ массы С.). Он обладает атмосферой, к-рая, как удалось выяснить с помощью УФ спектрометра КА «Вояджер-1», состоит гл. обр. из азота; давление на поверхности спутника в 2—3 раза выше земного. Слой дымки на выс. ~ 100 км не позволил наблюдать с КА поверхность Титана. Замечены только «намёки» на длинные горизонтальные образования и нек-рые плохо различимые детали в красно-оранжевой атмосфере Титана. КА получили ряд снимков др. спутников С. На Мимасе (радиус 195 км) обнаружен кратер диам. 130 км и глубиной 9 км, к-рый окружён гребнем и имеет возвышение в центре. Когда аппарат пролетал на расстоянии 108 000 км над обратной стороной Мимаса, его камера обнаружила на поверхности линии, к-рые могут быть следами ударных волн, возникших при падении метеорита, образовавшего кратер. Спутник Тефия (радиус 525 км) имеет на одной стороне кратер диам. ~ 200 км, а на обратной стороне трещину длиной ~ 800 км и шириной 65 км. Возможно, спутник треснул от удара метеорита. Передняя поверхность спутника Диона (радиус ~ 560 км) относительно однородна и имеет большое число кратеров диам. до 100 км. Её обратная сторона тёмной окраски и покрыта узкими светлыми полосами. Спутник Рея (радиус 765 км) сильно испещрён кратерами диам. до 300 км. Нек-рые кратеры имеют относительно чёткие гребни, у более старых кратеров они размыты. На нек-рых снимках кратеров Реи видны белые пятна, к-рые могут быть льдом, отложившимся на склонах. Спутник Япет имеет кратер диам. 190 км с тёмным пятном в центре, а спутник Энцелад (радиус 260 км) отличается необычным видом, т. к. на его поверхности нет признаков кратеров.

Ю. П. Псковский.

«САТУ́РН» — наименование серии американских 2- и 3-ступенчатых РН, созданных в 1964—67 по программе *«Аполлон»* («Сатурн-1», «Сатурн-1В», «Сатурн-5»). «С.-1» — экспериментальная 2-ступенчатая РН для отработки нек-рых общих для РН узлов, а также для вывода на орбиту макетов КК «Аполлон». Макс. полезный груз (при выводе на орбиту выс. 185 км) 10,2 т. Стартовая масса (без полезного груза) 502 т, диам. 5,58 м (по лопастям стабилизаторов 12 м), дл. 38,1 м. Осн. элементы конструкции 1-й ступени (ракета S-1) — баковый отсек, двигат. отсек, рама для крепления ЖРД и переходная рама. Баковый отсек — пакет из 9 баков: центрального и 8 периферийных. Центральный бак и 4 периферийных (через один) содержат окислитель (жидкий кислород), остальные 4 — горючее (керосин RP-1). ДУ 1-й ступени состоит из 8 ЖРД *Эйч-1* общей тягой ~ 7 МН. 4 ЖРД жёстко закреплены на внутр. части рамы, остальные 4 установлены в карданных подвесах на внеш. части рамы под углом к оси РН и используются для её управления по трём осям. При запуске все 8 ЖРД начинают работать почти одновременно (интервал между включением каждой пары противоположно размещённых ЖРД составляет ~ 250 мс). Такая схема включения ЖРД защищает конструкцию от влияния асимметрии тяги и резкого воздействия макс. тяги. 2-я ступень (ракета S-4) имеет 6 ЖРД общей тягой 408 кН. Двигатели ранее использовались на РН «Центавр» (см. *«Атлас»*). Основой конструкции 2-й ступени является баковый отсек, разделённый перегородкой на два бака: для жидкого водорода (верхний) и для жидкого кислорода (нижний). Всего в 1961—1965 с мыса Канаверал проведено 10 пусков «С.-1» (первый пуск 27.10.1961), в т. ч. 5 пусков (первый пуск 28.5.1964) с выводом на орбиту макетов осн. блока КК «Аполлон» и ИСЗ «Пегас».

«С.-1В» — 2-ступенчатая РН, предназначенная для отработки на околоземной орбите непилотируемых и пилотируемых КК «Аполлон». Макс. полезный груз (при выводе на орбиту выс. 195 км) 18,1 т. Стартовая масса 590 т, диам. 6,6 м, дл. 68,3 м. В качестве 1-й ступени использовалась модифицированная 1-я ступень РН «С.-1» (увеличен запас топлива в баках) с общей тягой двигателей, работающих на жидком кислороде и керосине, 7,44 МН. 2-й ступенью является ракета S-4B, к-рая также применялась в качестве 3-й ступени РН «С.-5». 2-я ступень имеет один ЖРД *Джей-2* тягой 1,023 МН (топливо — жидкие кислород и водород). На задней юбке 2-й ступени установлены 2 блока по 3 вспомогат. РД (тяга по 680 Н, топливо — четырёхокись азота и несимметричный диметилгидразин) для управления ракетой по крену и 3 разгонных РДТТ. На ступени, используемой в составе РН «С.-5» (3-я ступень), установлены 2 блока по 5 вспомогат. двигателей: 3 для управления по крену и 2 разгонных РД (большой и малый) для сообщения ускорения ракете. Всего в 1966—75 с мыса Канаверал произведено 9 пусков «С.-1В» (первый пуск 26.2.1966), в т. ч. один для отработки РН (без полезного груза), 2 с экспериментальными образцами осн. блока КК «Аполлон», один с экспериментальным образцом лунной кабины КК «Аполлон», один с пилотируемым осн. блоком КК «Аполлон-7», 3 для доставки экспедиций на орбит. станцию «Скайлэб» и один с осн. блоком КК «Аполлон» по программе *ЭПАС* (стартовая масса РН с КК 589,7 т).

РН «Сатурн-1В» на пусковой установке



«С.-5» — 3-ступенчатая РН, предназнач. для отработки полностью оборудов. КК «Аполлон» на околоземной и окололунной орбитах, для доставки космонавтов на Луну. Макс. полезный груз: при выводе на низкую орбиту ИСЗ — 139 т (включая 3-ю ступень); при выводе на траекторию полёта к Луне — 47 т. Стартовая масса до 2950 т, сухая масса ~ 180 т, длина (без полезного груза) 85,6 м, с полезным грузом — 110,7 м, диам. 10,1 м (по лопастям стабилизаторов 19,2 м). Осн. узлы 1-й ступени (ракета S-1C): бак горючего (дл. 13,1 м), бак окислителя (дл. 19,5 м) и двигат. отсек. Между баками имеется переходник. ДУ состоит из 5 ЖРД *Ф-1*, работающих на жидком кислороде и керосине, общей тягой на земле 33,85 МН. Один РД жёстко крепится по оси ракеты, а остальные установлены по периферии в карданных подвесах, обеспечивающих отклонение ЖРД в двух взаимно перпендикулярных плоскостях на угол ±5°. Отклонение производится при помощи гидроприводов (рабочая жидкость — горючее, отбираемое за насосом). Опорные элементы узлов крепления ЖРД установлены на смесит. головках камер. 2-я ступень имеет 5 ЖРД Джей-2 (общая тяга в пустоте 5,115 МН), 3-я — с одним ЖРД Джей-2 тягой 1,023 МН и аналогична 2-й ступени РН «С.-1В», но имеет конструктивные отличия. В отсеке оборудования, находящемся между 3-й ступенью и полезным грузом, размещается аппаратура систем наведения, управления полётом, траекторных измерений, телеметрии, обнаружения неисправностей, предстартовой проверки, электропитания и охлаждения. Всего в 1967—73 с мыса Канаверал осуществлено 13 пусков «С.-5» (первый пуск 9.10.1967), в т. ч. один с экспериментальным образцом осн. блока и макетом лунной кабины КК «Аполлон», один с экспериментальным образцом осн. блока КК «Аполлон», 10 с пилотируемыми КК «Аполлон» и один с орбит. станцией «Скайлэб» (при последнем пуске без 3-й ступени). См. вкл. V.

СБЛИЖЕ́НИЕ космического аппарата — последовательность *манёвров*, в результате к-рых один КА оказывается в непосредственной близости от другого КА. Все манёвры могут выполняться одним из КА, к-рый в этом случае наз. активным, а другой, соответственно, пассивным.

Процесс С. принято разделять на *дальний участок сближения* и *конечный участок сближения*. Различают также мягкое С., при к-ром относит. линейная скорость КА на конечном участке С. должна иметь малое значение, и перехват, когда задано только расстояние, на к-рое должны сблизиться КА (на значение относит. скорости не накладывается ограничений). Мягкое С. требует бо́льших энергетич. затрат по сравнению с перехватом. Наиболее распространённые методы С.: параллельное сближение и метод свободных траекторий.

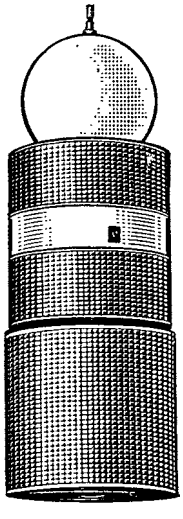
При параллельном сближении линия визирования, соединяющая активный КА с пассивным, перемещается в пространстве, оставаясь практически параллельной самой себе (допускается её вращение с угловыми скоростями ~ 0,01 град./с). Для реализации метода достаточно измерять бортовыми средствами лишь часть

параметров относит. движения, а именно: расстояние между КА, относит. скорость, компоненты угловой скорости линии визирования, а также углы между линией визирования и строительными осями активного КА. Метод прост в реализации, устойчив к погрешностям измерений и исполнения манёвров.

Метод свободных траекторий (МСТ) — последовательность межорбитальных переходов, рассчитываемых по законам небесной механики (в наиболее простом варианте МСТ используется двухимпульсный переход). Реализация МСТ требует полной информации об орбитальном движении обоих КА и построении орбитальной системы координат одного из КА на борту активного КА. МСТ весьма чувствителен к погрешностям измерений и исполнения манёвров. Измерения и расчёты, необходимые для реализации МСТ, могут производиться бортовыми средствами либо с использованием наземных станций слежения; они должны выполняться в реальном масштабе времени. Энергетич. преимущества МСТ проявляются на сравнительно больших расстояниях. На малых расстояниях энергетически предпочтительно параллельное С.

СБО́РКА РАКЕ́ТЫ на космодроме — см. в ст. *Космодром*.

«СБС» (англ. SBS, сокр. от Satellite Business System — спутниковая система для обслуживания бизнеса) — наименование американского ИСЗ для использования в коммерческой системе передачи «деловой» информации, в основном в цифровой форме. Масса ИСЗ 2810 кг, включая перигейный и апогейный РДТТ, высота с развёрнутой антенной 6,6 м, размах панелей СБ 2,16 м. Электропитание от СБ (1 кВт) и от двух аккумуляторных никель-кадмиевых батарей, используемых в периоды захода ИСЗ в тень Земли. Система ориентации трёхосная. 10 ретрансляторов (каждый с шириной полосы 43 МГц, излучаемой мощностью 20 Вт и пропускной способностью 41 Мбит/с) работают в диапазоне 12/14 ГГц. 15.11.1980 запущен ИСЗ «СБС-1» на стационарную орбиту над 106° з. д., 25.1.1981 — «СБС-2» над 97° з. д., 11.11.1982 — «СБС-3» над 94° з. д. Расчётная продолжительность активного существования ИСЗ 7 лет. Коммерч. система связи на основе ИСЗ «СБС» принадлежит фирме «СБС» (SBS). Наземный комплекс системы должен включать до 500 станций, имеющих антенны с отражателем диам. 5—7 м.



ИСЗ «СБС»

СВЕТОВО́ГО ДАВЛЕ́НИЯ ДЕ́ЙСТВИЕ. Давление света изменяет скорость КА или естественных небесных объектов. Световое давление P изменяется обратно пропорционально квадрату расстояния от Солнца и в окрестности орбиты Земли для абсолютно поглощающей поверхности равно 4,5 мкПа. Для определения С. д. д. обычно используют приближённую формулу $\mathbf{a} = \kappa P \frac{S}{m} \cdot \mathbf{i}$, где $\mathbf{a}$ — приобретаемое телом ускорение, $\mathbf{i}$ — единичный вектор направления светового потока, S — площадь проекции КА на плоскость, перпендикулярную $\mathbf{i}$, m — масса КА, κ — безразмерный коэф. ($1 \leqslant \kappa \leqslant 2$), значение к-рого зависит от характера взаимодействия поверхности КА с излучением.

Отношение S/m обратно пропорционально характерному размеру тела и его ср. плотности. Поэтому С. д. д. пренебрежимо мало для движения больших небесных тел (планет, их естеств. спутников, астероидов) и велико для малых тел (метеорных), а в ряде случаев и для КА. С. д. д. может как нарушать заданное движение КА (см. *Сила возмущающая*), так и использоваться для его разгона (см. *Солнечный парус*). В динамике космич. полёта часто приходится учитывать С. д. д. при определении *эволюции орбиты* искусств. спутника и при точном расчёте движения КА к планетам. С. д. д. существенно зависит от формы конструкции КА. Наличие больших панелей СБ увеличивает обычно S/m и, следовательно, С. д. д. Также из-за большого значения S/m для амер. спутника *«Эхо»* С. д. д. оказалось одной из гл. возмущающих сил. При определ. положениях Солнца относительно орбиты искусств. спутника существуют участки орбиты, где центральное тело (Земля для ИСЗ) экранирует искусств. спутник от потока солнечной радиации. В этих случаях зависимость С. д. д. от времени описывается разрывными функциями. С влиянием солнечной радиации связан и более тонкий *Пойнтинга — Робертсона эффект*.

СВЕТОВО́Й ГОД (св. год) — единица межзвёздных расстояний, равная пути, проходимому светом в пустоте (со скоростью ~ 300 000 км/с) за один тропический год. 1 св. год равен 0,3068 пк, или $9{,}4605 \cdot 10^{15}$ м (приблизительно). Расстояние до ближайшей к Солнцу звезды (в созвездии Центавра) составляет ~ 4,3 св. года, диаметр нашей Галактики ~10 000 световых лет. Расстояние от Земли до Солнца составляет 1/63 000 св. года, это расстояние свет проходит за 8 мин.

СВОБО́ДНЫЙ ГИРОСКО́П — *гироскоп* (обычно астатический) с тремя степенями свободы относительно основания, не имеющий системы коррекции, непрерывно поддерживающей или периодически восстанавливающей определённое угловое положение его оси. Применяется в системах управления как простейший датчик, фиксирующий в течение нек-рого времени заданное направление в пространстве. Типичная схема использования С. г. при коррекции траектории КА: а) ориентация оси корректирующего РД и связанной с ней (арретированной) оси С. г. в нужном направлении; б) разарретирование С. г., включение РД и угловая стабилизация РН и КА по сигналам С. г.; в) выключение РД, выключение и арретирование С. г. Из-за ухода С. г. первоначально приданное ему угловое положение постепенно нарушается. Поэтому С. г. применяются только тогда, когда время их использования ограничено, напр. в системах угловой стабилизации РН и КА при кратковрем. работе РД, в системах управляемого спуска, ориентации при выполнении кратковрем. программных поворотов и т. п.

СВОБО́ДНЫЙ ПОЛЁТ ракеты-носителя и космического аппарата — движение РН и КА вне атмосферы при выключенных РД, совершающееся только под действием сил притяжения Солнца и планет. С. п. аппарата подчиняется законам небесной механики и может быть рассчитан и прогнозироваться с высокой точностью.

СВОБО́ДНЫХ ТРАЕКТО́РИЙ МЕ́ТОД — см. в ст. *Сближение*.

СВЯЗНО́Й ИСКУ́ССТВЕННЫЙ СПУ́ТНИК ЗЕМЛИ́ — ИСЗ для ретрансляции радио- и телевизионных передач и дальней радиосвязи между наземными станциями, расположенными за пределами прямой видимости. Осн. типы: ИСЗ с бортовыми приёмо-передатчиками (см. *Ретранслятор активный*); пассивные ИСЗ, обеспечивающие радиосвязь за счёт переотражения излучения передающей станции (проведены эксперименты на 2 амер. ИСЗ «Эхо»). По типу орбиты различают С. и. с. З.: нестационарные («Телстар», «Реле», «Эхо» и др.); с эллиптич. синхронной орбитой («Молния»); стационарные («Синком-3», «Интелсат», «Радуга», «Экран»). *Стационарные искусственные спутники Земли* наиболее удобны для связи в экваториальных и ср. широтах (до 60—70° сев. и юж. широты), а *искусственные спутники Земли с эллиптической синхронной орбитой* — для связи в ср. и полярных широтах; выс. полёта достигает 35—40 тыс. км. С. и. с. З. обеспечивают возможность ретрансляции неск. ТВ программ и связи по значит. числу телефонных или телеграфных (телетайпных) каналов (до неск. тыс. телефонных каналов); при этом наземные станции снабжаются антеннами диам. 20—30 м. В нек-рых случаях размеры наземных антенн уменьшаются за счёт увеличения мощности бортовых передатчиков, направленности бортовых антенн или сокращения информативности линии связи. Для связи через ИСЗ используются диапазоны дециметровых и сантиметровых волн; ведутся эксперименты по связи на более коротких волнах (частоты до 18 ГГц и более); исследуются возможности использования линий связи с лазерами. С. и. с. З. снабжаются направл. бортовыми антеннами. Ориентация ИСЗ в полёте осуществляется трёхосной системой ориентации или приданием ему вращения вокруг определ. оси (*стабилизация вращением*); в последнем случае для сохранения ориентации антенн на Землю используется т. н. система противовращения (механич. или электронная). Для энергопитания бортовой аппаратуры применяются СБ (мощность до 1 кВт). См. *Космическая связь*, *Спутниковая связь*, *Спутниковое телевизионное вещание*.

СВЯЗУ́ЮЩЕЕ смесевого твёрдого ракетного топлива — органический (полимерный) материал, связывающий твёрдые вещества, используемые в *смесевых твёрдых ракетных топливах*, и придающий топливу достаточную механическую прочность. Одновременно С. выполняет функцию горючего. Вид С. определяет технологию изготовления смесевого твёрдого топлива, его физико-механич. характеристики, температурный диапазон применения влияет на энергетич. и баллистич. характеристики. По своей хим. природе С. смесевых твёрдых топлив являются, как правило, высокомолекулярными соединениями, природными или синтетич. (напр., натуральный каучук, синтетич. каучуки и смолы, а также соединения типа асфальта). Первоначально в качестве С. использовались асфальтобитумные составы, однако их состав и свойства колеблются в очень широких пределах, а необходимые механич. характеристики со-

В. И. Севастьянов

К. Серафимов

храняются в слишком узком диапазоне темп-р. В дальнейшем развитие химии высокомолекулярных соединений обеспечило возможность применения синтетич. материалов, имеющих пост. состав и лучшие механич. свойства в большем температурном диапазоне. На практике в разное время в качестве С. смесевого твёрдого топлива применялись следующие классы хим. соединений: непредельные полиэфиры, эпоксидные смолы, полисульфидные каучуки (тиоколы), полиуретаны на основе простых и сложных полиэфиров, полибутадиены с концевыми функциональными группами (карбоксильными, гидроксильными) или системы бутадиен — акриловая кислота. Особенно ценны полимерные С., соединяющие энергетич. активные группы, т. е. соединения, объединяющие функции горючего и окислителя и приближающиеся по своему составу к монотопливам. Выбор связующего — весьма сложная задача, при решении к-рой необходимо учитывать конечные свойства отверждённого материала, реологические свойства в процессе переработки, хим. совместимость, стабильность и т. д.

СЕА́НС ОРИЕНТА́ЦИИ — промежуток времени между включением и выключением системы управления ориентацией. В С. о. входит время успокоения начальных возмущений КА, поиска ориентиров, приведения ориентации к заданной и её поддержание, программных разворотов и др.

СЕВАСТЬЯ́НОВ Виталий Иванович (р. 1935) — космонавт СССР, дважды Герой Сов. Союза (1970, 1975), канд. технич. наук (1965), лётчик-космонавт СССР (1970). Чл. КПСС с 1963. В 1959 окончил МАИ им. С. Орджоникидзе. Работает в КБ. С 1967 в отряде космонавтов. 1—9 июня 1970 совм. с А. Г. *Николаевым* совершил полёт на КК «Союз-9» (в качестве бортинженера). В полёте, продолжавшемся 17 сут 16 ч 59 мин, выполнил обширную программу научно-технич. и медико-биол. исследований. 24 мая — 26 июля 1975 совм. с П. И. *Климуком* совершил полёт на КК «Союз-18» (в качестве бортинженера) и орбит. станции «Салют-4». Полёт продолжался 62 сут 23 ч 20 мин 8 с. За 2 рейса в космос налетал 80 сут 16 ч 19 мин 8 с. С.— чл.-корр. Междунар. академии астронавтики. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР, золотая медаль «За заслуги в развитии науки и перед человечеством» ЧССР, медаль Коперника об-ва «Человек и Космос» (ФРГ), высшая награда Междунар. академии астронавтики — премия им. Д. и Ф. Гуггенхеймов, золотая медаль им. Ю. А. Гагарина, почётный диплом им. В. М. Комарова и медаль де Лаво (ФАИ). Гос. пр. СССР (1978). Награждён 2 орденами Ленина и медалями, а также иностр. орденом. Почётный гражданин городов Калуга, Караганда, Красноуральск, Сочи, Гагарин, Ленинабад, Нурек, Аркалык, Боржоми, Анадырь, (СССР), Варна (Болгария), Лос-Анджелес, Хьюстон, Сиэтл, Сан-Франциско (США).

СЕГМЕ́НТНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ ТВЁРДОГО ТО́ПЛИВА — то же, что *секционный ракетный двигатель твёрдого топлива.*

СЕКСТА́НТ КОСМИ́ЧЕСКИЙ — оптический навигационный измерительный прибор, предназначенный для измерения угловых расстояний между навигационными ориентирами. С. к. бывают стационарные и переносные. Стационарные С. к. (жёстко закреплённые на корпусе КА) применяются для проведения навигац. измерений из КА и в качестве прибора ручной или полуавтоматич. ориентации КА; переносные С. к. используются для работы вне КА — в открытом космосе или на др. планетах, либо при отказе стационарного С. к. Отличит. особенность С. к.: наличие устройства автоматич. ввода результатов измерений в бортовую ЦВМ для определения параметров траектории КА; возможность его нормальной работы в условиях вакуума и проведения измерений в скафандре; высокая точность угловых измерений. С. к. позволяет проводить навигац. измерения с очень малыми погрешностями, что является необходимым для обеспечения высокой точности прогнозирования траектории. Напр., для определения траектории при полёте к Луне ошибки угловых измерений не должны превышать 10″, а при полёте к др. планетам — единиц и даже долей угловых секунд.

Наиболее типичное измерение, проводимое с помощью С. к.,— измерение углового расстояния к.-л. звезды относительно видимого горизонта планеты или ориентира, находящегося на поверхности планеты. По оптич. структуре С. к. является прибором с двумя наблюдат. каналами: опознавательным — с широким полем обзора и измерительным — с узким полем обзора. Через опознават. канал происходит. предварит. наводка прибора т. о., чтобы оба навигац. ориентира оказались в поле обзора измерит. канала, с помощью к-рого проводится высокоточное измерение.

СЕКУ́НДА — единица времени, равная 9 192 631 770 периодам излучения, соответствующего переходу между двумя сверхтонкими уровнями осн. состояния атома цезия-133 (т. н. атомная С.). В астрономии широко применяется «эфемеридная С.», равная 1/315 569 25, 9747 доле тропич. года на 0 янв. 1900 в 12 часов эфемеридного времени (т. е. года, начавшегося в полдень 31 дек. 1899). С. ср. солнечного времени и С. звёздного времени определяются как 1/864, 00 доля соответствующих ср. солнечных или звёздных суток.

СЕКЦИО́ННЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ ТВЁРДОГО ТО́ПЛИВА, сегментный — изготовляется в виде отд. поперечных секций, или сегментов (содержащих топливные заряды), к-рые затем соединяются в одно целое. Секционными являются наиболее крупные из совр. РДТТ (*ЮА-1205*, *СРМ*). Секционная конструкция разрешает проблемы изготовления и транспортировки подобных РД. Набором разл. числа секций получают РДТТ с разной тягой.

СЕЛЕНОГРАФИ́ЧЕСКИЕ КООРДИНА́ТЫ (долгота и широта) — величины, определяющие положение точки на поверхности Луны. Селенографич. долгота — двугранный угол между меридиональной плоскостью, проходящей через данную точку, и плоскостью нулевого меридиана Луны. Нулевым меридианом Луны считается тот, к-рый проходит через центр лунного диска, видимый из центра Земли в момент, когда Луна находится одновременно на *линии узлов* и *линии апсид* своей орбиты. На поверхности Луны её нулевой меридиан расположен восточнее кратера Мёстинг А, к к-рому обычно привязываются все селенодезич. измерения. Селенографич. долгота изменяется от —180° до +180° и считается положительной к востоку от нулевого меридиана, т. е. в направлении к Морю Спокойствия, и отрицательной — к западу. Селенографич. широта — угол между прямой, соединяющей данную точку поверхности Луны с её центром, и плоскостью лунного экватора; изменяется от —90° до +90° и считается положительной к северу от экватора, т. е. в направлении к Морю Ясности, и отрицательной — к югу. На экваторе 1° широты или долготы соответствует 30,3 км.

СЕЛЕНОГРА́ФИЯ (от греч. selḗnē — Луна и gráphō — пишу, описываю) — раздел науки по исследованию и описанию образований на поверхности Луны. Осн. результаты представляются в виде селенографич. карт. Система *селенографических координат* связана с экватором Луны. Погрешность определения селенографич. координат пунктов опорной сети в центре видимого с Земли диска ~ 1′. Ср. ошибка определения координат объектов обратной стороны Луны ~ 0,3°. Ср. ошибка определения абс. значений высот на видимом полушарии ~ 0,5 км. Ошибка значений относит. высот зависит от масштаба исходных изображений и способа определения. Вся поверхность Луны изображена на глобусе Луны масштаба 1:10 000 000 и Полной карте Луны масштаба 1:5 000 000, впервые изданных в СССР (1967), затем в США и др. странах. Для отдельных областей есть карты более крупных масштабов (от 1:1 000 000 до 1:40), построенные в СССР и США по результатам наземных фотографий и снимков, полученных КА. Помимо топографии, содержанием селенографич. карт могут быть физ. параметры поверхности: оптич., тепловые и отражат. (радиоволн) свойства, характеристики собств. излучения Луны и т. п. Отрасль, изучающая характер пространств. распределения и взаимосвязей этих параметров, носит назв. физической селенографии.

СЕЛЕНОЛО́ГИЯ (от греч. selḗnē — Луна и lógos — слово, учение) — раздел науки, изучающий строение и химико-минералогический состав Луны. Гл. цель соврем. С.— выяснение процессов, формирующих рельеф лунной поверхности, природы грунтов, веществ. состава и мех. свойств покрова. В задачи С. входит также изучение истории развития форм поверхности. В совр. С. используются наземные и космич. наблюдения оптич., тепловых, радиолокац. и др. характеристик поверхности, измерения свойств и состава грунтов, проводящиеся непосредственно на Луне, а также образцов лунных пород, доставленных на Землю.

СЕЛЕНОЦЕНТРИ́ЧЕСКИЕ КООРДИНА́ТЫ — прямоугольные координаты точки в системе с началом O в центре масс Луны. Направления осей этой системы координат могут выбираться разл. образом исходя из соображений удобства описания задачи. Часто направления этих

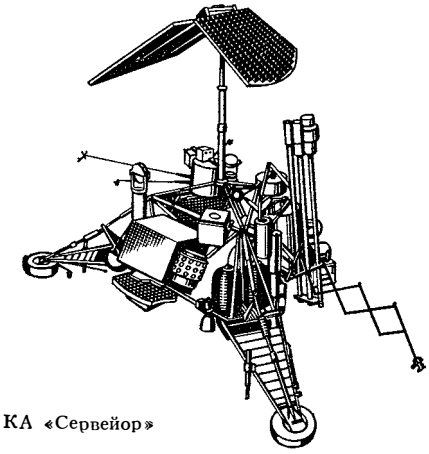
осей выбирают так, чтобы они совпадали с направлениями осей геоцентрич. экваториальной системы координат. Иногда осн. плоскость xOy системы С. к. связывают с плоскостью экватора Луны, а ось Oz — с направлением оси вращения Луны.

СЕМЕНО́ВИЧ (Siemienowicz) Казимеж, Семенавичюс (род. ок. 1600— ум. после 1651) — польский учёный (по нац. литовец) и изобретатель в области ракетной техники. Сведения о жизни и деятельности С. малочисленны. В 1651 С. присуждена степень магистра. В 1648 выехал в Нидерланды и в 1650 издал в Амстердаме на лат. языке книгу «Великое искусство артиллерии»; в разделе «О ракетах» систематизировал и научно изложил результаты собств. изысканий, а также выявленные и проанализированные сведения из трудов ок. 25 авторов, описал ракетную батарею, многоступенчатые (составные) ракеты, несколько типов стабилизаторов ракет, разработал технологию и приспособления для изготовления различных ракет, их сопел, состав нек-рых типов порохов. Книга С. переведена в 1651 на франц., в 1676 на нем., в 1729 на англ. и голл., в 1963 на польский, в 1971 на рус. (3-я часть) языки.

СЕНСО́РНАЯ ДЕПРИВА́ЦИЯ (позднелат. sensorius — чувствительный, относящийся к восприятию, ощущению, deprivatio — потеря, лишение), сенсорное ограничение, сенсорный голод — уменьшение потока афферентных импульсов в центральную нервную систему. С. д. в поступлении звуковых, зрительных и др. ощущений приводит к разл. функциональным расстройствам в организме и, прежде всего, к снижению общего физиологич. тонуса центральной нервной системы. В космич. полёте, как правило, имеет место снижение уровня внеш. афферентации (слуховых, зрительных, обонятельных ощущений) вследствие изоляции, а также однообразия и монотонности обстановки, резкое снижение потока внутренней, т. е. проприоцептивной (от опорно-двигательного аппарата — мышц, связок), афферентации в связи с *невесомостью* и ограничением подвижности. Влияние С. д. на состояние человека изучается в интересах испытания, отбора и тренировки космонавтов в *сурдокамерах*, позволяющих имитировать нек-рые условия космич. полёта, а также при длит. космич. полётах. См. также *Космического полёта имитация*.

СЕРАФИ́МОВ Кирил (р. 1932) — болгарский учёный в области радиотехники, чл.-корр. Болгарской АН, пред. Национального к-та по исследованию и использованию космич. пространства Болгарской АН. Директор Центр. лаборатории космич. исследований Болгарской АН (с 1974). Осн. труды по физике космоса, космич. приборостроению и спутниковой связи. Рук. болгарской части экспериментов на ИСЗ «Интеркосмос-1, -2, -8, -10, -12, -14, -19», рук. космич. проекта «Болгария-1300» и болгарской части советско-болгарского пилотируемого космич. полёта. Член Бюро Коспар (с 1975), пред. Болгарского астронавтич. общества.

«СЕРВЕ́ЙОР» (англ. Surveyor, букв.— изыскатель, исследователь) — наименование серии американских КА для исследования Луны, рассчитанных на мягкую посадку с т. н. попадающей траектории. Осн. задача КА — исследования, связанные с решением ряда науч. и технич. вопросов создания КК «*Аполлон*»: изучение несущей способности лунного грунта, процесса взаимодействия струи ЖРД с грунтом при посадке, отработка системы мягкой посадки. Предусматривались также проведение съёмки поверхности Луны, исследование хим. состава и характеристик грунта, тепловых условий на Луне. Масса КА на Земле 995—1037 кг, после посадки на Луну 279—286 кг. Выс. ~ 3 м, размах опор шасси 4,27 м. В качестве силовой основы используется трубчатый каркас треугольного сечения, на к-ром монтируются панели СБ, антенны, ДУ, опоры шасси, науч. приборы и пр. Панель СБ площадью 0,85 м² (3960 элементов) обеспечивает на Луне мощность не ниже 57 Вт. Предусмотрены также подзаряжаемая серебряно-цинковая батарея ёмкостью 3800 Вт·ч и 2 неподзаряжаемые батареи (800—1000 Вт·ч). Радиотехнич. система использует многоэлементную остронаправл. антенну и 2 ненаправленные антенны, дублированные приёмник и передатчик (выходная мощность 0,1 или 10 Вт). Пропускная способность телеметрич. системы до 4,4 кбит/с, развёртка ТВ изображения при передаче через остронаправленную антенну — 600 строк.



КА «Сервейор»

Система управления и ориентации включает солнечные датчики, датчик Канопуса, инерциальный измерит. блок, программно-временно́е устройство, радиолокатор, доплеровский радиолокатор и радиолокационный высотомер. Исполнит. органами служат микродвигатели, работающие на сжатом азоте. В качестве ТДУ используется РДТТ тягой 40 кН. Топливо смесевое: сополимер полибутадиена и акрилонитрила с присадкой алюминия и перхлорат аммония. Для коррекции траектории КА на трассе «Земля — Луна», его ориентации во время работы ТДУ и торможения на конечном участке спуска служат 3 верньерных ЖРД регулируемой тяги, один из к-рых установлен в карданном подвесе.

Все «С.» оснащены панорамными ТВ камерами. Имеется также «подлётная» ТВ камера (на «С.-1, -2»), ковш-захват (на «С.-3» — «С.-7»), альфа-анализатор грунта (на «С.-5» — «С.-7»), магниты для определения наличия в грунте железа (на «С.-4» — «С.-7»).

Для запуска КА использовались РН «Атлас-Центавр», к-рые выводили его на геоцентрич. орбиту с выс. перигея 170 км и выс. апогея ~ 400 тыс. км с таким расчётом, чтобы КА пересек орбиту Луны в точке, где в тот момент находится Луна. Предусматривалась одна коррекция траектории на трассе «Земля — Луна» примерно через 15 ч после старта. На расстоянии ~ 100 км от Луны по команде радиолокатора начиналась отработка цикла мягкой посадки. На расстоянии ~80 км включалась ТДУ, к-рая работала ~40 с и снижала скорость КА относительно Луны с 2,68 до 0,16—0,08 км/с. На расстоянии ~ 8 км ТДУ сбрасывалась. На расстоянии ~ 4 км верньерные ЖРД начинали работать по командам доплеровского радиолокатора и радиолокац. высотомера. На расстоянии 4,2 м ЖРД выключались (скорость КА относительно Луны в этот момент была не более 1,5 м/с). С этой высоты КА совершал свободное падение. Вертик. составляющая скорости в момент контакта с грунтом не превышала 4 м/с. КА был рассчитан на работу на поверхности Луны до наступления ночи в р-не посадки (как правило, через 14 сут после посадки); нек-рые КА «С.» возобновляли работу и в последующие дневные периоды. Сведения о запусках КА «Сервейор» см. в приложении III.

Д. Ю. Гольдовский.

СЕРДЕ́ЧНО-СОСУ́ДИСТАЯ СИСТЕ́МА в космическом полёте. С.-с. с.— очень чувствит. индикатор различных функциональных изменений при воздействии факторов космич. полёта. Рефлекторные изменения С.-с. с. космонавта, обусловленные возбуждением симпатического отдела вегетативной нервной системы, возникают уже в предстартовом периоде. При этом учащается ритм сердца, усиливаются сокращения, повышается артериальное давление. На *активном участке* полёта действие перегрузки вызывает механич. смещение сердца (что можно определить по изменению электрич. оси сердца), происходит ряд изменений в малом круге кровообращения. Кровь депонируется в лёгочных сосудах, что ведёт к замедлению скорости кровотока. Изменяется течение ряда рефлекторных реакций, напр. рефлексов с рецепторных зон лёгочной и сонной артерий. В условиях *невесомости* реакции системы кровообращения носят фазовый характер. Замедленная нормализация пульса характерна для переходной фазы. Здесь также наблюдаются и др. изменения, обусловленные предшествующим влиянием перегрузок на активном участке. Через 2—4 ч наступает фаза неполного приспособления к условиям невесомости, в течение к-рой могут наблюдаться разнообразные реакции со стороны С.-с. с., вестибулярного аппарата и т. п. Эти реакции определяются неустойчивостью регуляторных механизмов, их перестройкой на новый уровень функционирования. Через 12—16 ч начинается фаза постепенной стабилизации сердечно-сосудистых реакций (фаза относительно устойчивого приспособления). У космонавтов в условиях невесомости выявлена т. н. космич. аритмия. Повышенная изменчивость пульса обусловлена усилением тонуса парасимпатич. системы. Это, в свою очередь, связано с изменением нервной регуляции на основе перестройки функционирования всего организма. Основным здесь является «разгрузочный» рефлекс в связи со снижением требований, предъявляемых к С.-с. с. в условиях невесомости (уменьшение энергозатрат на поддержание мышечного тонуса, отсутствие гравитац. фактора кровообращения). Многосуточные полёты дают устойчивое приспособление С.-с. с. к условиям невесомости. Однако независимо от продолжительности полёта пе-

А. А. Серебров

Ю. Сернан

ред спуском отмечается реакция на «возвращение» с выраженным эмоциональным возбуждением. При спуске перегрузки действуют на космонавта после длит. невесомости и их переносимость может быть снижена. Послеполётные исследования показывают сосудистую неустойчивость, снижение тонуса сосудов и артериального давления. После более или менее длит. (многосуточных) космич. полётов может иметь место значит. снижение ортостатич. устойчивости и физ. работоспособности. Средствами профилактики послеполётных функциональных расстройств могут быть физ. упражнения на *тренажёрах* во время полёта, периодич. использование в полёте спец. снаряжения, обеспечивающего гемодинамич. эффекты, сходные с теми, к-рые возникают под влиянием сил земной гравитации (перемещение крови в нижнюю часть тела и нижние конечности), применение фармакологич. средств, оказывающих тонизирующее влияние на центральную нервную систему, сердечно-сосудистую и мышечную системы. Изучается вопрос об использовании в КК искусств. атмосферы с нестационарным газовым составом как средства поддержания работоспособности в полётном и послеполётном периодах. Проблема профилактики функциональных расстройств, связанных с деятельностью С.-с. с. после длительных космич. полётов, находится в стадии разработки.

СЕРЕБРО́В Александр Александрович (р. 1944), космонавт СССР, Герой Сов. Союза (1982), лётчик-космонавт СССР (1982), канд. технич. наук (1974). Чл. КПСС с 1976. В 1967 окончил Моск. физико-технич. ин-т и работал там же. С 1976 работает в КБ. С 1978 в отряде космонавтов. 19—27 авг. 1982 совм. с Л. И. *Поповым* и С. Е. *Савицкой* совершил полёт (в качестве бортинженера) на КК «Союз Т-7» и на орбит. станции «Салют-7» (осн. экипаж А. Н. *Березовой*, В. В. *Лебедев*) с пристыкованным к ней КК «Союз Т-5». Возвратился на Землю на КК «Союз Т-5». Время полёта 7 сут 21 ч 52 мин 24 с. 20—22 апр. 1983 совм. с В. Г. *Титовым* и Г. М. *Стрекаловым* совершил полёт на КК «Союз Т-8» в качестве бортинженера. Полёт продолжался 2 сут 17 мин 48 с. За 2 рейса в космос налетал 9 сут 22 ч 10 мин 12 с. Награждён 2 орденами Ленина.

СЕ́РНАН (Cernan) Юджин (р. 1934) — космонавт США, капитан 1-го ранга ВМС в отставке. После окончания в 1956 ун-та им. Пердью (Лафейетт, шт. Индиана) получил степень бакалавра наук по электронной технике. Затем окончил Военно-мор. школу в Монтерее (шт. Калифорния), получив степень магистра наук по авиац. технике. С 1963 в группе космонавтов НАСА. Совм. с Т. *Стаффордом* 3—6 июня 1966 совершил полёт на КК «Джемини-9» в качестве второго пилота. Выходил в открытый космос на 2 ч 10 мин. Впервые была произведена встреча с ракетой-мишенью на 3-м витке и доказана возможность встречи на ещё более ранних витках. Полёт продолжался 3 сут 21 мин. Совм. со Стаффордом и Дж. *Янгом* 18—26 мая 1969 совершил в качестве пилота лунной кабины КК «Аполлон-10» облёт Луны с выходом 21 мая на орбиту ИСЛ. Отделившаяся от КК лунная кабина с С. и Стаффордом приблизилась на 12,8 км к поверхности Луны. После 8 ч автономного полёта лунная кабина состыковалась с КК на орбите ИСЛ и был совершён обратный путь к Земле. Всего на селеноцентрич. орбите С. пробыл 61 ч 40 мин. Полёт продолжался 8 сут 3 мин 23 с. 7—19 дек. 1972 совм. с Х. *Шмиттом* и Р. *Эвансом* совершил полёт на Луну в качестве командира КК «Аполлон-17». Лунная кабина с С. и Шмиттом прилунилась в р-не кратеров Тавр и Литров 11.12.1972. На Луне С. пробыл 74 ч 59 мин, включая 3 выхода на её поверхность общей длительностью 22 ч 4 мин. При передвижении по Луне С. и Шмитт пользовались луноходом. Полёт продолжался 12 сут 13 ч 51 мин 59 с. За 3 рейса в космос налетал 23 сут 14 ч 16 мин 22 с. Почётный доктор наук ряда ун-тов. Чл. Амер. астронавтич. об-ва, Об-ва лётчиков-испытателей. Награждён 2 золотыми медалями НАСА «За выдающиеся заслуги», золотой медалью НАСА «За исключительные заслуги», золотой медалью «Космос» (ФАИ). С 1976 в отставке. Пом. вице-президента фирмы «Интернэшонал корал петролеум» (International Coral Petroleum Co., Хьюстон).

«СЕ́РТ-2» (англ. SERT, сокр. от Space Electric Research Technology — научно-технические исследования космических электрических двигателей) — наименование американского экспериментального ИСЗ для испытания ионных ЭРД. На ИСЗ установлены два ртутных ионных ЭРД (макс. тяга по 0,027 Н, сила тока в выходном пучке 0,25 А, ускоряющий потенциал 3000 В, потребляемая мощность 1 кВт), два термозонда для измерения потенциала плазмы, комплект подстроечных устройств для исследования радиопомех, создаваемых выходным пучком ионных двигателей, электростатич. акселерометр для определения их тяги, а также экспериментальные СБ для исследования воздействия на них выходного пучка двигателей. ИСЗ «С.-2» выведен РН «Торад-Аджена» 3.2.1970 на орбиту с выс. в перигее 976 км, выс. в апогее 1002 км, наклонением 99,1°; период обращения 105 мин. Из-за возникших на борту неисправностей в том же году ИСЗ вышел из строя; в 1973 эксплуатацию удалось возобновить, и ионные ЭРД проработали ещё неск. мес.

СИДЕРИ́ЧЕСКИЙ ПЕРИ́ОД ОБРАЩЕ́НИЯ [от лат. sidus (sideris) — звезда, небесное светило] — промежуток времени, по истечении к-рого небесное тело, двигаясь вокруг центрального небесного тела, возвращается для земного наблюдателя в одно и то же место *небесной сферы* относительно звёзд. С. п. о. планеты — промежуток времени, в течение к-рого планета совершает полный оборот вокруг Солнца. С. п. о. Земли наз. звёздным годом, продолжительность его равна 365,26 ср. солнечных суток. С. п. о. Луны наз. сидерическим (звёздным) месяцем и равен ~ 27,32 ср. солнечных суток.

СИ́ЛА ВОЗМУЩА́ЮЩАЯ — совокупность сил, действующих на *космический объект* при движении его относительно основного (центрального) тела (Солнца, Земли, Луны или других планет и спутников), за исключением силы гравитационного взаимодействия космического объекта с материальной точкой, масса к-рой равна массе центрального тела и к-рая расположена в его центре масс. Изменение параметров орбиты космич. объекта происходит только под действием С. в. Появление С. в. может быть обусловлено сложным гравитац. полем центрального тела, сопротивлением атмосферы, гравитац. влиянием внеш. планет, вызывающим ускорение движения космич. объекта относительно центрального тела, влиянием светового давления (см. *Светового давления действие*) и электромагнитных сил. Совокупность действия притяжения центрального тела и С. в. определяет характер *возмущённого движения* космич. объекта.

Во многих задачах астродинамики С. в. оказывается по значению много меньше силы притяжения космич. объекта центральным телом. Этот факт используется при построении разл. аналитич. теорий движения (см. *Движения теории*, *Эволюция орбит*).

СИЛИКАГЕ́ЛЬ — гель двуокиси кремния; твёрдое, стекловидное, химически инертное, однородное высокопористое вещество, состоящее на 99% из двуокиси кремния. Различают С. мелкопористый (размер пор ~ 1,5 нм) и крупнопористый (размер пор более 5 нм). Мелкопористый С. применяют для поглощения водяных паров из воздуха при низкой влажности, а также для поглощения паров нек-рых др. веществ и газов. Крупнопористый С. используют преимущественно для *сорбции* паров и газов при высоком их содержании. Поглощающая способность С. падает с увеличением темп-ры воздуха. Влагоёмкость С. составляет от 15 до 40% от его массы. Используется в СЖО (напр., КК «Союз»).

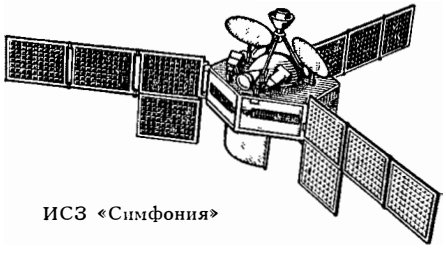
СИЛОВО́Й НАБО́Р — конструктивные элементы, подкрепляющие оболочку РН или КА и жёстко скреплённые с ней; обеспечивает повышение несущей способности оболочки при нагружении осевыми, перерезывающими, изгибными и поверхностными нагрузками. С. н. включает: стрингеры и лонжероны (продольный С. н.); шпангоуты, нервюры и диафрагмы (поперечный С. н.). Выполняется из тонкостенных профилей. Сечения продольного и поперечного С. н., толщина оболочки, расстояние между элементами С. н. выбираются исходя из обеспечения макс. несущей способности конструкции при миним. её массе. В нек-рых случаях (напр., несущие баки при большом внутр. давлении) С. н. может отсутствовать либо содержать лишь элементы продольные или поперечные, к-рые служат для распределения по оболочке сосредоточенных сил или для уплотнения стыков (напр., шпангоуты люков). Иногда С. н. существует в конструкции в неявном виде (подкрепление гладкой оболочки гофрированной; хим. фрезерование с образованием продольных и поперечных утолщений и т. п.).

СИЛОВЫ́Е ЭЛЕМЕ́НТЫ системы управления — см. *Исполнительные органы*.

«СИМФО́НИЯ» (франц. Symphonie, букв. — симфония) — наименование серии франко-западногерманских экспериментальных ИСЗ связи. Масса 402 кг. Корпус — шестигранная призма выс. 0,5 м с макс. поперечным разме-

ром 1,85 м; к корпусу крепятся 3 панели СБ дл. по 2,57 м. Общая площадь батарей (всего 21 888 элементов) 12 м². Непосредственно после выхода ИСЗ на стационарную орбиту они вырабатывают мощность 303 Вт, в конце расчётного периода активного существования (5 лет) — 187 Вт. Трёхосная система ориентации (погрешность ±0,6°) использует солнечные датчики и ИК датчики земного горизонта; исполнит. органами служат маховик и 8 микродвигателей тягой по 1 Н, работающих на сжатом азоте. В системе коррекции орбиты применяются 7 микродвигателей тягой 8—13 Н, работающих на четырёхокиси азота и монометилгидразине. В системе терморегулирования используются термоизоляция и оптич. отражатели солнечного излучения. Для перевода ИСЗ с переходной орбиты на стационарную служит ЖРД тягой 400 Н, рассчитанный на 20 мин работы; топливо — четырёхокись азота и аэрозин-50, масса ДУ 176,5 кг, в т. ч. масса топлива 158,6 кг.

Командная и телеметрич. системы ИСЗ работают в метровом и сантиметровом диапазонах. Ретрансляц. система обеспечивает одностороннюю радиотелефонную связь по 1200 каналам или передачу ТВ программ со звуковым сопровождением по 16 каналам. На ИСЗ установлены 2 ретранслятора с шириной полосы по 90 МГц: в режиме приёма используется диапазон 5940—6410 МГц, в режиме передачи — 3715—4185 МГц. Рупорная приёмная антенна ретрансляц. системы имеет ширину диаграммы направленности 18,5°, коэф. усиления 16,2 дБ. Две передающие остронаправл. антенны с параболич. отражателями характеризуются шириной диаграммы направленности 14,5 × 9,4°, коэф. усиления 19,5 дБ, эффективной излучаемой мощностью 28,7 дБ·Вт. Одна из двух передающих антенн охватывает «американскую» зону, вторая — «евро-африканскую» зону при положении ИСЗ на стационарной орбите над 11,5° з. д. В эту точку с помощью РН «Торад-Дельта» 19.10.1974 выведен «С.-1» и 26.8.1975 «С.-2». Оба ИСЗ используются для отработки бортового и наземного связного оборудования, изучения проб-

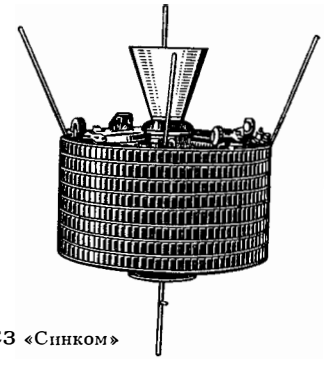


ИСЗ «Симфония»

лем, связанных с созданием коммерч. спутниковых систем связи, для передачи учебных ТВ программ на нек-рые развивающиеся страны, обслуживания контингента войск ООН на Ближнем Востоке и пр. ИСЗ «С.-1» к июню 1977 переведён в точку над 49° в. д. и использовался до осени 1979 в эксперименте по ТВ вещанию на Индию, после чего был возвращён в точку над 11,5° з. д.

Д. Ю. Гольдовский.

«СИНКО́М» (англ. Syncom, сокр. от Synchronous Communication — связь на синхронной орбите) — наименование серии американских экспериментальных ИСЗ связи для отработки выведения спутника на стационарную орбиту и изучения проблем связи ИСЗ на такой орбите. «С.-3» — первый ИСЗ, выведенный на стационарную орбиту. Масса ИСЗ «С.» на Земле 68 кг, на орбите (после выгорания топлива бортового РДТТ)— 39 кг. Корпус — цилиндр выс. 0,4 м и диам. 0,7 м. Электропитание (25 Вт) от СБ (3840 элементов) на боковой поверхности корпуса. Стабилизация вращением. Для ориентации оси вращения (перпендикулярно плоскости орбиты) и коррекции орбиты (по командам с Земли или



ИСЗ «Синком»

от программно-временного устройства) служат 4 микродвигателя (2 работают на сжатом азоте, 2 — на продуктах разложения перекиси водорода). Для определения мгновенной ориентации имеются солнечные датчики. Два ретранслятора (выходная мощность передающих устройств по 2 Вт) работают на частотах 7361 и 7363 МГц (приём) и на частотах 1814 и 1816 МГц (передача), командный приёмник — на частоте 148 МГц, телеметрич. передатчик — на частоте 136 МГц или (в режиме радиомаяка) 126 МГц. Ретрансляторы используют коаксиальные щелевые приёмную и передающую антенны с коэф. усиления соответственно 2 и 6 дБ, командный приёмник и телеметрич. передатчик — турникетную антенну. Бортовой РДТТ, обеспечивающий перевод с переходной орбиты на синхронную, имеет тягу 4,5 кН и создаёт приращение скорости 1478 м/с. ИСЗ «С.» выводились РН «Тор-Дельта». В экспериментах с ИСЗ «С.» использовались станции в Лейкхерсте (США, шт. Нью-Джерси) и на корабле «Кингспорт», стоявшем на якоре в Гвинейском заливе близ г. Лагос (Нигерия); станции оснащены антеннами с отражателем диаметром 9 м.

Запуски ИСЗ «Синком»

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения
«Синком-1»*	14.2.1963	34 400	36 730	33,2	23 ч 45 мин
«Синком-2»	26.7.1963	35 743	36 783	33,4	23 ч 33 мин
«Синком-3»	19.8.1964	35 759	35 767	0,08	23 ч 50 мин

* В связи с выходом из строя бортового оборудования (после перевода на синхронную орбиту) не эксплуатировался.

СИНОДИ́ЧЕСКИЙ ПЕРИ́ОД ОБРАЩЕ́НИЯ (от греч. sýnodos — соединение, сближение) — промежуток времени, по истечении к-рого небесное тело, двигаясь вокруг центрального небесного тела, возвращается в прежнее положение относительно Солнца (для земного наблюдателя). С. п. о. планет и Луны — промежуток времени между двумя последоват. одинаковыми их фазами. С. п. о. Луны наз. синодич. месяцем и равен ~ 29,53 ср. солнечных суток.

СИ́НТЕЗ БИОЛОГИ́ЧЕСКИЙ — получение сложных органических соединений из более простых в процессе обмена веществ в живом растительном или животном организме. В растит. организмах С. б. осуществляется в процессе синтеза, у нек-рых бактерий — хемосинтеза, в животном организме — за счёт энергии, образовавшейся в процессе диссимиляции органич. веществ внутри организма. С. б. зависит от внеш. среды и тесно связан с обменом веществ. Имеет важное значение для создания биол. СЖО.

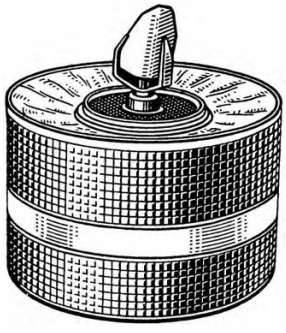
СИ́НТЕЗ УГЛЕВО́ДОВ — получение углеводов на основе физико-химических реакций. Возможным путём С. у. может стать реакция конденсации формальдегида до моносахаридов (глюкозы, фруктозы, ксилозы и т. д.). Помимо углеводов в ходе реакции образуются муравьиная кислота и метиловый спирт. При биол. оценке установлено, что полученные т. о. синтетич. углеводы частично (до 25—30%) сбраживаются дрожжами. Однако при употреблении их в качестве углеводной составляющей части рациона животных (крыс) обнаружен определ. токсический эффект. В длит. космич. полётах С. у. из углекислого газа и воды (или водорода) физико-хим. методами может служить звеном при создании *системы жизнеобеспечения* на основе круговорота веществ.

СИНХРО́ННЫЙ ИСКУ́ССТВЕННЫЙ СПУ́ТНИК ЗЕМЛИ́ (от греч. sýnchronos — одновременный) — КА, движущийся по орбите с временем обращения, кратным звёздным суткам. Трасса С. и. с. З. (без учёта возмущений) представляет собой замкнутую линию; при этом ИСЗ периодически появляется над определ. точкой земной поверхности в одно и то же местное время. Если период обращения равен одним суткам и наклонение орбиты $0° < i < 90°$, то трасса имеет вид восьмёрки, сохраняющей своё положение по отношению к поверхности Земли (ИСЗ непрерывно находится над нек-рым р-ном земной поверхности, перемещаясь в пределах широт, соответствующих наклонению орбиты). Частным случаем С. и. с. З. является *стационарный искусственный спутник Земли.* Для ряда задач представляют интерес *искусственные спутники Земли с эллиптической синхронной орбитой.* На синхронные или близкие к ним орбиты выводятся связные, иссл. и др. ИСЗ.

«СИ́РИО-1» (итал. Sirio) — наименование итальянского экспериментального ИСЗ для изучения проблем связи на частотах 12/18 ГГц, а также для исследования космического излучения и магнитного поля Земли. Масса ИСЗ ~ 400 кг. Корпус — цилиндр дл. 0,9 м и диам. 1,4 м. Общая длина ИСЗ (с антенной и выступающим из корпуса соплом бортового РДТТ) 1,9 м. Электропитание (мощ-

Н. М. Сисакян

ность не менее 100 Вт) от СБ. Стабилизация вращением (90 об/мин). Для ориентации оси вращения и коррекции стационарной орбиты служат микродвигатели, работающие на продуктах разложения гидразина. Перевод с переходной орбиты на стационарную обеспечивает бортовой РДТТ итал. производства. Бортовая антенна, работающая на частоте ~ 18 ГГц (приём) и ~12 ГГц (передача), имеет диаграмму направленности шириной 12°. ИСЗ «С.-1» выведен 25.8.1977 амер. РН «Торад-Дельта» на стационарную орбиту над 15° з. д. Для экспериментов с использованием этого ИСЗ на терр. Италии созданы три станции.

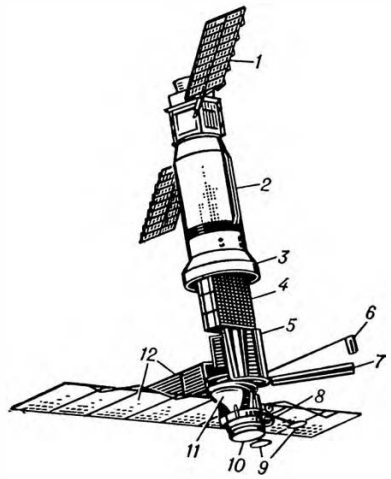


ИСЗ «Сирио-1»

10.9.1982 была сделана попытка с помощью РН «Ариан» вывести на стационарную орбиту ИСЗ «С.-2», предназнач. для ретрансляции атомных стандартов частоты. Запуск окончился неудачей.

СИСАКЯ́Н Норайр Мартиросович (1907—66) — советский учёный-биохимик, акад. АН СССР (1960; чл.-корр. 1953). Чл. КПСС с 1937. После окончания в 1932 Моск. с.-х. академии им. К. А. Тимирязева работал в лаборатории акад. Д. Н. Прянишникова. С 1935 и до конца жизни — в Ин-те биохимии им. А. Н. Баха АН СССР. Свои теоретич. исследования С. тесно увязывал с практич. запросами технич. биохимии. В истории освоения космич. пространства с именем С. связано формирование и становление новой биологической науки — космич. биологии. Он принимал непосредств. участие в осуществлении программы биол. исследований, выполненных в СССР на высотных геофиз. ракетах, ИСЗ и КК-спутниках. Эти эксперименты позволили решить ряд медико-биол. вопросов, непосредственно связанных с осуществлением последующих этапов освоения человеком космич. пространства. С. был избран вице-президентом Междунар. астронавтич. академии, пред. Комитета биоастронавтики МАФ. С 1959 чл. Исполнит. совета ЮНЕСКО, а на 13-й сессии Ген. конференции ЮНЕСКО (1964) избран председателем. Гос. пр. СССР (1952), пр. им. А. Н. Баха (1950, 1966), пр. им. И. И. Мечникова (1951), медали Льежского ун-та и Пастеровского ин-та (Франция). Награждён 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденом «Знак Почёта» и медалями. Именем С. назв. кратер на Луне.

СИ́САТ-А» (англ. Seasat, сокр. от Sea Satellite — морской спутник) — наименование американского экспериментального ИСЗ для океанографических исследований: определения формы геоида на пространстве, занятом океанами; картирования ледовых полей; изучения топографических характеристик, обусловленных течениями, приливами и штормами; регистрации в глобальном масштабе высоты и направления движения волн, ветров, морских течений и темп-ры поверхности моря. Масса ИСЗ 320 кг. По орбите он должен обращаться вместе с ракетой «Аджена» (см. «*Атлас*»), используя её СБ и систему трёхосной ориентации. В состав науч. аппаратуры ИСЗ входят: импульсный радиолокац. высотомер для измерения расстояния между ИСЗ и океанской поверхностью с погрешностью до ±10 см; микроволновый радиолокац. скаттерометр для определения (по движению волн) скорости и направления ветра; радиолокатор с синтезированной аппаратурой для получения изображений океанской поверхности и суши; сканирующий радиометр, работающий в ИК и видимом диапазонах, для определения темп-ры поверхности океана, распределения льдов, скорости и направления течений, рельефа берегов и др. ИСЗ «С.-А» запущен 26.6.1978 РН «Атлас-Аджена» на орбиту с выс. в перигее 769 км, выс. в апогее 800 км, наклонением 108°; период обращения 100,7 мин. 10.10.1978 ИСЗ «С.-А» вышел из строя.



ИСЗ «Сисат-А»: *1* — панель солнечных батарей на ракете «Аджена»; *2* — ракета «Аджена»; *3* — переходник; *4* — корпус ИСЗ «Сисат-А»; *5* — скаттерометр в сложенном положении; *6* — радиомаяк; *7* — скаттерометр в рабочем положении; *8* — радиометр инфракрасного и видимого диапазонов; *9* — антенны; *10* — высотомер; *11* — радиометр микроволнового диапазона; *12* — антенна и блок электронного оборудования радиолокатора

СИСТЕ́МА БЕЗОПА́СНОСТИ НОСИ́ТЕЛЯ (СБН) — бортовая система РН для обнаружения аварийной ситуации, требующей прекращения полёта и включения средств *аварийного спасения системы*. СБН по совокупности параметров аварийности осуществляет контроль наиболее ответств. систем и агрегатов РН (системы управления, РД, пневмогидросистем и т. д.), а также ряда осн. характеристик движения РН (углов и угловых скоростей тангажа, рысканья, крена, осевых и поперечных перегрузок, скорости полёта и т. д.). Под параметром аварийности понимается нек-рая физ. величина, определяющая работоспособность системы или агрегата РН (напр., давление в камере сгорания РД) или РН в целом (напр., угол тангажа, при достижении к-рого происходит потеря стабилизации или разрушение конструкции). Предельное значение параметра аварийности, определяющее факт наступления аварийной ситуации, наз. критерием аварийности. В состав СБН входят контрольные датчики, счётно-решающие и коммутирующие устройства, к-рые осуществляют переключения датчиков в зависимости от этапа полёта, обрабатывают и обобщают информацию. При достижении предельного значения по одному или неск. параметрам аварийности СБН вырабатывает и передаёт в автоматику системы аварийного спасения исходный сигнал «авария» на включение средств спасения, а также обеспечивает аварийное выключение двигат. установки РН. СБН предотвращает также падение аварийной РН вне допустимых зон путём выключения двигат. установки РН по определённой программе, зависящей от момента аварии. СБН может быть выполнена в виде автономной системы или являться составной частью системы управления РН.

СИСТЕ́МА ЕДИ́НОГО ВРЕ́МЕНИ (СЕВ) — предназначена для формирования, хранения и обеспечения потребителей сигналами точного времени и эталонными частотами.

В СССР СЕВ включает: гос. эталон частоты (ГЭЧ), астрономич. службу определения времени, средства передачи сигналов времени и частоты, приёмные пункты (ПП) потребителей, средства контроля и управления системой. ГЭЧ предназначен для формирования и хранения исходной опорной шкалы атомного времени. Астрономич. служба определяет параметры всемирного времени и движения полюсов Земли и формирует данные для установления нуль-пункта отсчёта шкалы единого гос. координированного времени. Средства передачи предназначены для выдачи сигналов единого времени всем ПП и их синхронизации и эталонных частот высокой стабильности. ПП хранят местные шкалы времени, формируют и выдают потребителям сигналы времени и эталонные частоты (с необходимой периодичностью), привязанные с определ. точностью к единому времени, а также производят их сверку и коррекцию по сигналам передающих станций. Информация о всемирном времени и движении полюсов передаётся в структуре сигналов точного времени или по традиционным каналам передачи информации.

Для передачи сигналов времени, частоты и временно́й информации используются сверхдлинноволновые (СДВ), ДВ и КВ радиостанции, ТВ передающие центры и ИСЗ разл. назначения (шкалы времени к-рых взаимно синхронизированы) для придания системе глобальной зоны действия. Для сверки часов также используются спец. транспортируемые часы и эталоны частот.

Долговременная нестабильность частоты ГЭЧ составляет $5\cdot10^{-14}$—$1\cdot10^{-14}$. Привязка шкал ПП к единому времени обеспечивается с погрешностями 10—15 мкс по сигналам СДВ радиостанций, 1 мкс по сигналам ДВ и КВ радиостанций и передающих ТВ центров, менее 1 мкс при использовании ИСЗ. Дальнейшее снижение погрешности синхронизации шкал

времени (до единиц нс) возможно с помощью систем ИСЗ спец. назначения и радиоинтерферометров с длиной базы в несколько тыс. км, работающих по естеств. внеземным источникам излучений *(квазарам)*. КА также являются потребителями сигналов СЕВ. В зависимости от их целевого назначения в бортовых комплексах управления КА в качестве хронизаторов частоты используются разл. генераторы частоты с относит. нестабильностью от 10^{-8} до 10^{-13} в сутки. Уход бортовых шкал времени КА контролируется с Земли средствами *наземного комплекса управления* и при необходимости корректируется по радиолинии управления.

В США СЕВ ориентируется на Нац. бюро стандартов (Боулдер, шт. Колорадо) и обсерваторию ВМС (Далгрен, шт. Мэриленд). В её состав входят ведущие часы и ряд ведомых часов разл. классов точности. Ведущие часы размещены в Далгрене, а ведомые на опорных передающих и приёмных пунктах. Передача сигналов времени в СЕВ осуществляется через наземные радиостанции, ТВ центры и ИСЗ. Долговрем. нестабильность автономного хранения частоты в СЕВ составляет от 10^{-12}—10^{-14} для опорных передающих пунктов до 10^{-8}—10^{-12} для ПП. Точность синхронизации временных шкал потребителей зависит от способов передачи частотно-временной информации и характеризуется значениями погрешности от неск. мс до долей мкс. Для ведущих часов предполагается обеспечить в будущем долговременную нестабильность частоты и погрешность хранения времени до 10^{-15} и до единиц нс за неск. суток.

См. также ст. *Наземный автоматизированный комплекс управления*.

В. Н. Медведев.

СИСТЕ́МА ЖИЗНЕОБЕСПЕ́ЧЕНИЯ (СЖО) — комплекс устройств, агрегатов, а также запасы продуктов питания и других веществ, служащие для обеспечения жизнедеятельности (обмена веществ) и работоспособности человека в герметичных отсеках КК, орбитальной станции и т. п. СЖО поддерживает в замкнутом объёме заданный хим. состав и физ. параметры (давление, темп-ру, влажность, скорость движения) газовой среды, удовлетворяет потребность экипажа в пище, воде, удаляет *отходы жизнедеятельности* человека и др. биол. объектов. Поэтому в СЖО выделяют подсистемы (звенья) *регенерации воздуха, водообеспечения*, обеспечения пищей, терморегулирования, санитарно-гигиенического обеспечения. Такова типовая структура СЖО в наиболее часто употребляемом узком значении этого термина.

СЖО, создавая оптимальные условия для космонавтов, должны иметь высокую надёжность и устойчиво функционировать при действии факторов космич. полёта, включая и аварийные ситуации, отличаться малым энергопотреблением и иметь миним. стартовую массу, малые габариты. Их обслуживание и ремонт не должны отнимать много времени. При длит. космич. полётах существенно возрастает роль мероприятий по сохранению здоровья и высокой работоспособности экипажа. Поэтому к СЖО часто относят также все устройства и предметы, служащие для обеспечения бытовых, культурных и эстетич. потребностей экипажа, для восполнения физ. нагрузки (её недостаток вызывается у космонавтов *невесомостью* и ограниченным объёмом рабочих помещений КК), а также для обеспечения *радиационной защиты* экипажа.

Расчёт СЖО проводят из необходимости удовлетворения потребностей человека в пище, воде и кислороде и удаления отходов жизнедеятельности. Человек в сутки потребляет ок. 900 г кислорода, 500 г пищи (в пересчёте на сухую массу), 2200 г воды и выделяет ок. 930 г углекислого газа, 840 г водяных паров, 1500 г мочи и 230 г кала. Помимо этого вода необходима для гигиенических и туалетных надобностей; поэтому она составляет 60—80% от массы запасаемых веществ. При проектировании СЖО требуется учитывать все факторы, влияющие на выбор типа СЖО (назначение, тип КК, время функционирования, число членов экипажа, особенности трассы полёта, массоэнергетич. ограничения, безопасность, надёжность, экономич. показатели, эксплуатационные показатели и т. д.). В зависимости от способа восполнения расходуемых веществ подсистемы СЖО могут быть нерегенеративными (основаны на запасах потребных веществ или их доставке трансп. кораблями), регенеративными (необходимые для жизнедеятельности человека вещества восстанавливаются из отходов жизнедеятельности человека и др. обитателей КА) и смешанными. По степени регенерации исходных веществ СЖО подразделяют на открытые, частично замкнутые и замкнутые. Открытые СЖО содержат запас кислорода, пищи, воды; твёрдые и жидкие отходы жизнедеятельности в этом случае складируются в спец. ёмкости или удаляются за борт, а газообразные поглощаются фильтрами (иногда с последующим удалением за борт). В частично замкнутых СЖО производится регенерация некоторых веществ (напр., воды), в остальном же подобные системы не отличаются от открытых. В закрытых (замкнутых) СЖО происходит круговорот основных элементов и веществ в малых замкнутых объёмах с *воспроизводством пищи, регенерацией воды, регенерацией кислорода, утилизацией отходов жизнедеятельности* человека. Принципиальная возможность регенерации основных потребных для жизнедеятельности человека веществ основана на том, что живой организм выделяет в составе отходов жизнедеятельности все те хим. элементы, к-рые он получил в виде пищи и воды, а также при дыхании. Для целей регенерации веществ и элементов в СЖО могут использоваться как биол. (см., напр., *Замкнутая биотехническая система*), так и физико-хим. методы.

Конструктивное решение и рациональная степень замкнутости предопределяется продолжительностью космич. полёта. В кратковрем. полётах предпочтение отдаётся открытым СЖО. По мере увеличения длительности полёта возникает необходимость перехода к СЖО с подсистемами регенерации осн. веществ. При полётах на околоземной орбите задача обеспечения соответствующими веществами может решаться с помощью трансп. КК.

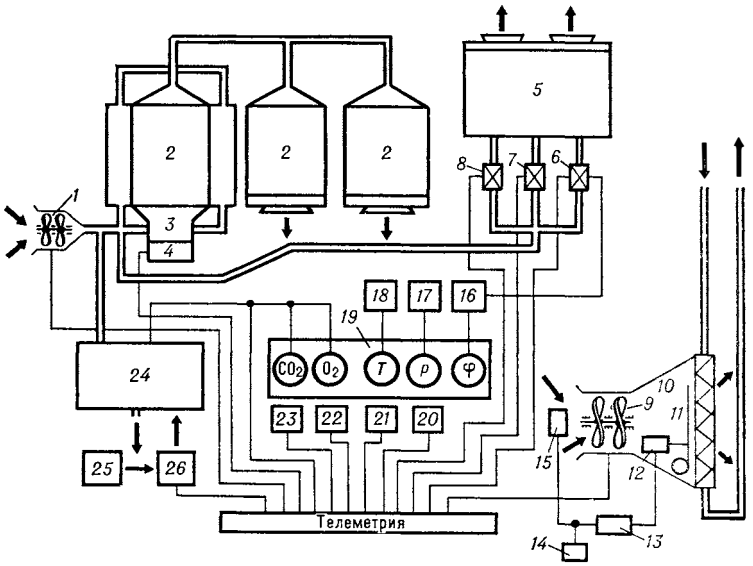


Рис. 1. Система регенерации и кондиционирования воздуха на КК «Восток»: *1* — вентилятор с электроприводом; *2* — регенератор с регулирующим устройством; *3* — противопыльный фильтр; *4* — фильтр вредных примесей; *5* — блок с поглотителем влаги; *6* — автоматический кран; *7, 8* — краны с ручным приводом; *9* — вентилятор с электроприводом; *10* — жидкостно-воздушный теплообменник с устройством для сбора конденсата влаги; *11, 15* — автоматические регуляторы температуры (задатчик, чувствительный элемент, усилитель и исполнительный механизм, регулирующий орган — шторка); *16, 20, 21* — измерители влажности; *17, 23* — измерители давления; *18, 22* — измерители температуры; *19* — пульт управления; *24—26* — автоматические газоанализаторы кислорода и углекислого газа

Система жизнеобеспечения КК «Восток» (рис. 1). *Кондиционирование воздуха* в СЖО корабля «Восток» обеспечивалось блоком, состоящим из установки регенерации воздуха, *холодильника-конденсатора*, поглотителей влаги, контролирующей и регулирующей аппаратуры. Источником кислорода служила надперекись калия, способная выделять кислород и поглощать углекислый газ при контакте с влажным кабинным воздухом. На выходе из регенерац. установки находился фильтр для поглощения вредных примесей из воздуха.

Осушка воздуха осуществлялась поглощением части влаги регенеративным веществом, осаждением влаги из воздуха на охлаждаемых поверхностях теплообменника холодильника-конденсатора и поглощением влаги хим. поглотителями на основе импрегнированных тканей. Требуемый температурный режим в кабине также поддерживался с помощью холодильника-конденсатора, состоящего из теплообменника, вентилятора, регулятора темп-ры и др. Теплота, воспринимаемая *холодильным агентом*, сбрасывалась в космич. пространство в *радиационном теплообменнике*. Запасы пищи и воды хранились в заложенных в контейнеры алюм. тубах и пакетах из полимерных плёнок, в к-рых размещался весь рацион космонавтов. Удаление твёрдых и жидких отходов жизнедеятельности космонавтов обеспечивалось работой *ассенизационно-санитарного устройства*. В герметич. кабине КК давление ок. 0,1 МПа, содержание кислорода 21—25 объёмных %, углекислого газа 0,35—0,5 объёмных %, относит. влажность воздуха 51—57%, темп-ра воздуха 13—26 °С. Во время всего полёта космонавт находился в скафандре.

Система жизнеобеспечения КК «Союз» (рис. 2) — предназначена для обеспечения кратковременных полётов двух-трёх космонавтов. Система кондиционирования воздуха КК «Союз» в принципе подобна такой системе в СЖО КК «Восток». Она отличается гл. обр. способом регулирования парциального давления кислорода (введение регенерационного вещества порциями) и переносом осн. роли в осушке воздуха с хим. поглотителей на холодильник-конденсатор. Для более эффективной очистки и осушки воздуха используются также активированный уголь и *силикагель*, импрегнированный хлористым литием. Аварийный запас кислорода хранится в сжатом виде в баллонах. Спец. газоанализатор непрерывно измеряет содержание кислорода, углекислого газа и водяных паров в атмосфере кабины КК. По его сигналам автоматич. устройство периодически включает и выключает регенерац. установку (данные измерения параметров атмосферы поступают также на пульт космонавтов). Заданная темп-ра (15—20 °С) и влажность воздуха (30—70%) поддерживаются холодильником-конденсатором. С помощью пористых фитилей, размещённых на поверхности теплообменника холодильника-конденсатора, *конденсат* атм. влаги собирается во влагоотборник, а оттуда периодически откачивается ручным насосом в сборники конденсата. Пища космонавтов хранится в консервных банках, тубах и спец. пакетах. В качестве питьевой воды используется вода, консервированная ионами серебра (концентрация 0,2 мг/л). Удаление отходов жизнедеятельности космонавтов обеспечивается работой ассенизационно-санитарного устройства. Средствами личной гигиены являются влажные и сухие салфетки.

Система жизнеобеспечения орбитальной станции «Салют» — предназначена для обеспечения длительного полёта двух — четырёх космонавтов в герметическом отсеке. СЖО основана главным образом на запасах расходуемых веществ, предусмотрена также возможность их доставки трансп. кораблём. Атмосфера станции — азотно-кислородная; барометрич. давление 100—128 кПа, парциальное давление кислорода 21—37 кПа, углекислого газа 1,2 кПа. Подача кислорода и удаление углекислого газа осуществляются в осн. так же, как и в СЖО «Союз». Вредные примеси, источником к-рых является оборудование и сам человек (только в составе метаболич. выделений человека обнаружено более 400 хим. веществ), поглощаются фильтром, заполненным активированным углём, хим. поглотителем и катализатором. Состав воздуха контролируется несколькими газоанализаторами. На борту установлены также противопылевые фильтры. Для перемешивания воздуха и исключения возникновения застойных мест используются вентиляторы, к-рые создают лёгкий ветерок (скорость обдува 0,1—0,8 м/с). Система терморегулирования состоит из двух независимых *жидкостных контуров* — охлаждения и обогрева. Продукты питания упакованы в консервные банки (по 100 г) и алюм. тубы (по 165 г). Сухой вишнёвый сок и кофе с сахаром расфасованы в плёночные пакеты, в к-рые спец. устройством вводится холодная или горячая вода. Среднесуточный расход продуктов (на одного человека) составляет ок. 1350 г (что соответствует ~ 12 кДж), в т. ч. 750 г воды. Наряду с запасами питьевой воды на борту имеется система регенерации воды из конденсата атм. влаги, содержащая патроны с *ионообменными смолами* и активированным углём и спец. фильтры (содержат доломитовую крошку, искусств. силикаты и солевые таблетки) для *обогащения воды*. СЖО также включает блок подогрева воды для приготовления горячих блюд и чая. Имеется душевая установка, представляющая собой небольшую складывающуюся кабину из плёнки, в к-рую вода подаётся под давлением через распылитель; для удаления капель применяют отсасывающее устройство. Для сбора отходов жизнедеятельности используется ассенизационно-санитарное устройство. В дальнейшем отходы жизнедеятельности вместе с др. отходами (остатки пищи, пустые тубы и т. д.) помещаются в спец. герметич. контейнеры, к-рые периодически через шлюз выбрасываются в космос. В средства личной гигиены входят влажные и сухие салфетки и полотенца.

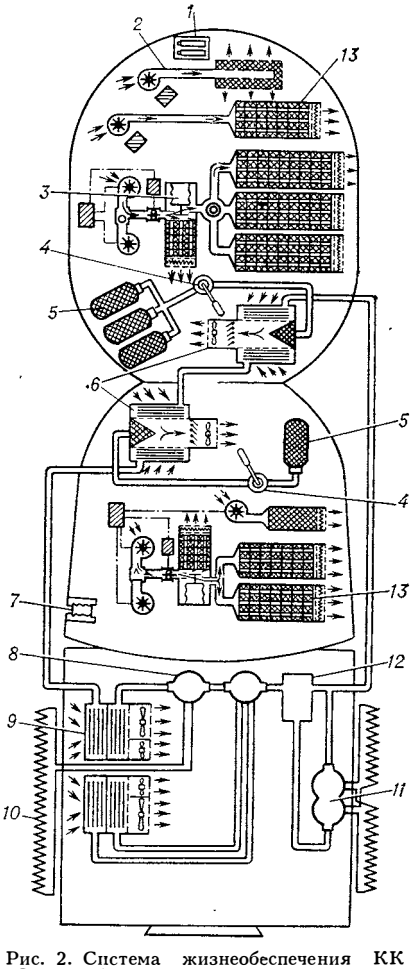


Рис. 2. Система жизнеобеспечения КК «Союз»: *1* — подогреватель пищи в тубах; *2* — автономный поглотитель углекислого газа; *3, 13* — регенерационные установки; *4* — ручные насосы; *5, 6* — сборник конденсата; *7* — блок регулирования давления; *8* — жидкостно-жидкостный теплообменник; *9* — газожидкостный теплообменник; *10* — радиационный теплообменник; *11* — секционный жидкостно-жидкостный теплообменник; *12* — регулятор расхода жидкости

Система жизнеобеспечения КК «Меркурий» — предназначена для обеспечения полёта одного человека с максимальной продолжительностью 28 ч. Атмосфера кабины — чистый кислород (давление 35 кПа). В течение всего полёта космонавт находился в скафандре с атмосферой, аналогичной кабинной. Запас кислорода, сжатого до 51,6 МПа, хранился в двух баллонах. СЖО имела два контура: контур скафандра и контур кабины. В первом очистка выдыхаемого воздуха от вредных примесей осуществлялась фильтром, содержащим активированный уголь. Углекислый газ поглощался *гидроокисью лития*. Охлаждение очищенного газа происходило в испарит. теплообменнике, где вода под действием космич. вакуума испарялась при темп-ре 2 °С (расход воды составлял 0,77 кг/ч). Здесь же осуществлялось отделение от выдыхаемого воздуха влаги. Второй контур служил только для поддержания заданного давления кислорода и его темп-ры в кабине. В полётах использовались продукты, упакованные в тубы и в пластмассовые чехлы. Жидкие отходы жизнедеятельности удалялись за борт КК. Кал собирался в пластмассовые мешочки, содержащие хим. консервант. СЖО имела массу 38,5 кг.

Система жизнеобеспечения КК «Джемини» — предназначена для обеспечения полёта двух космонавтов в течение 14 сут в герметической кабине объёмом 2,3 м³. Эта система в принципе подобна СЖО КК «Меркурий». Осн. отличие — замкнутая система жидкостного охлаждения газовой смеси и система электроподогрева холодного кислорода до 10 °С. Кроме того, СЖО была объединена с *электрохимической энергетической установкой* (ЭЭУ), являющейся источником тока и воды. Источником кислорода для дыхания служили запасы жидкого кислорода. Водообеспечение осуществлялось только за счёт запасов питьевой воды. Вода, поступающая из ЭЭУ, использовалась лишь для гигиенич. целей и для работы испарит. теплообменника. Для гигиенич. обработки тела служили гигроскопич. салфетки (сухие и увлажнённые лосьонами). Масса СЖО 150 кг.

Система жизнеобеспечения КК «Аполлон» (рис. 3) —

рассчитана (номинальное время) на 11-суточный (16-суточный у КК «Аполлон-15, -16, -17») полёт 3 космонавтов в основном блоке (орбитальном КК) и 32-часовое (~ 72-часовое) пребывание 2 космонавтов в лунной кабине (посадочном КК со свободным объёмом 4,5 м³). Атмосфера кабины — кислород с давлением 35 кПа, источником которого служит *газификатор*, хранящий жидкий кислород при сверхкритич. давлении. Углекислый газ поглощается патронами с гидроокисью лития. Сублимированные пищевые продукты, расфасованные в спец. упаковке, помещаются в контейнере КК. Продукты жизнедеятельности членов экипажа складируются в контейнеры с консервантами. Терморегулирование в основном блоке производится охлаждением кислорода с помощью промежуточного хладагента (воспринятая теплота излучается в космич. пространство в радиационном теплообменнике), при пиковых тепловыделениях — в гликолевом испарителе; терморегулирование в лунной кабине осуществляется охлаждением кислорода в водяном и гликолевом испарителях. Сконденсированная в теплообменнике скафандра влага в основном блоке откачивается насосом с пневмоприводом в ёмкость для хранения, а в лунной кабине удаляется с помощью двух центробежных влагоотделителей. В звене водообеспечения предусмотрено использование воды, поступающей из топливных элементов. СЖО лунной кабины состоит из 54 агрегатов общей массой 103 кг. Потребляемая мощность 251 Вт.

Система жизнеобеспечения орбитальной станции «Скайлэб» — предназначена для обеспечения длительного полёта 3 космонавтов в герметических отсеках объёмом свыше 300 м³. Система регенерации атмосферы рассчитана на поддержание барометрич. давления ~35 кПа, парциального давления кислорода 26,8 кПа, азота до 9,3 кПа, углекислого газа до 0,73 кПа. Бортовые запасы сжатых до 20,6 МПа кислорода составляют 2,23 т, азота 0,6 т. Бортовые запасы воды 2,7 т, пищевых продуктов 0,67 т. Из 2,23 т запасённого кислорода для дыхания используется только 17—20%, остальные запасы рассчитаны на восполнение возможных утечек и потерь при регенерации *цеолитов*, а также на нач. наддув блока станции и шлюзовой камеры, обеспечения выхода в открытый космос и др. операции. Для поглощения углекислого газа и паров воды используются 4 патрона (2 осн. и 2 резервных) с синтетич. цеолитами, обеспечивающими при регенерации адиабатич. десорбцию углекислого газа и влаги в вакуум. Запахи устраняются активированным углем. Вода, консервированная препаратом йода (10 мг/л), хранится в 10 баках. Нормы суточного расхода воды на экипаж для питьевых целей и приготовления пищи 11 кг, для гигиенич. целей 3 кг, для одного приёма душа космонавтом 3,5 кг. Для мытья рук служит спец. умывальник, для протирания тела — влажные полотенца. В качестве продуктов питания используются обезвоженные вымораживанием консервированные и свежие продукты и сухие напитки. Пища приготовляется в трёх печках, висящих над столом в бытовом отсеке. Энергетич. ценность рациона питания 10,4—11,7 Дж. Продукты хранятся в 11 контейнерах общим объёмом 2380 л, в трёх морозильниках (300 л) и в холодильнике для охлаждения продуктов (56 л). Для сбора отходов жизнедеятельности используется ассенизационно-санитарное устройство. Ассенизационные пакеты с мочой и фекалиями под действием возд. струи направляются в контейнер, откуда сбрасываются в вакуумированное бортовое хранилище отходов. См. также статьи о соответствующих КК и орбит. станциях.

Б. А. Адамович.

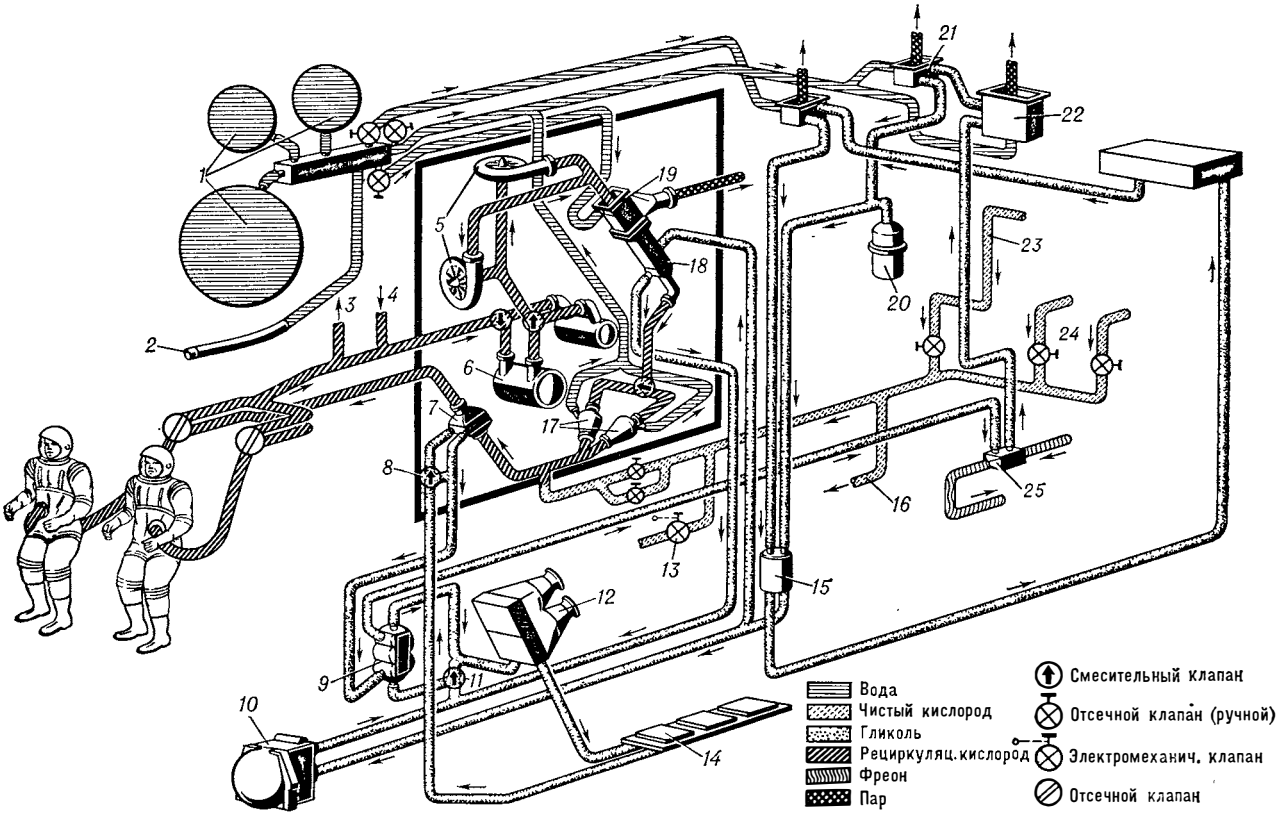


Рис. 3. Система жизнеобеспечения лунной кабины КК «Аполлон»: *1* — ёмкости с водой; *2* — штуцер заправки водой ранцевой системы жизнеобеспечения (скафандра); *3* — подача кислорода в кабину; *4* — отбор кислорода из кабины; *5* — вентиляторы скафандров; *6* — поглотитель вредных примесей; *7, 18* — кислородно-гликолевые теплообменники; *8* — регуляторы (температуры кислорода, подаваемого в скафандр); *9* — гликоль-гликолевый теплообменник; *10* — радиоэлектронное оборудование; *11* — регулятор температуры в кабине; *12* — кабинный теплообменник с вентиляторами; *13* — клапан аварийного наддува кабины; *14* — охлаждающая пластина; *15* — блок гликолевых насосов; *16* — штуцер заправки кислородом ранцевой системы жизнеобеспечения (скафандра); *17* — влагоотделители; *19* — сублиматор льда; *20* — гликолевый аккумулятор; *21* — водяной испаритель; *22* — гликолевый испаритель; *23* — кислород низкого давления; *24* — кислород высокого давления; *25* — фреоновый испаритель

СИСТЕ́МА КОСМИ́ЧЕСКОЙ РАДИОСВЯ́ЗИ — комплекс радиотехнических средств на борту КА и наземных пунктов связи, обеспечивающий передачу и приём необходимой информации в линиях *космической связи*. С. к. р. включает *бортовую радиосистему* КА и радиотехнич. средства наземных пунктов связи (антенны, приёмные и передающие устройства,

системы выделения, регистрации, обработки сигналов и т. п.). В С. к. р. могут входить также наземные средства связи, напр. между пунктами связи, центром управления и вычислит. центрами. Каждая С. к. р. имеет определённые рабочие радиочастоты: при полётах КК на низких орбитах — КВ и УКВ диапазоны, за ионосферой — УКВ и СВЧ, при дальних полётах — СВЧ диапазон с направл. излучением на *Центр дальней космической связи*. См. также *Диапазон радиочастот*.

СИСТЕ́МА ОБЕСПЕ́ЧЕНИЯ ТЕПЛОВО́ГО РЕЖИ́МА космического аппарата (СОТР) — комплекс средств в составе КА для обеспечения его теплового режима в процессе автономного полёта. В состав СОТР в общем случае входят как средства активного регулирования теплообмена и переноса теплоты, объединяемые общим назв. «система терморегулирования», так и средства пассивного терморегулирования — конструктивные элементы, организующие *теплообмен излучением* и теплопроводностью (покрытия или обработка, обеспечивающие определ. оптич. характеристики поверхностей, тепловая изоляция и теплозащита и т. д.). Поддержание заданного теплового режима осуществляется организацией как внеш. теплообмена КА с окружающим пространством, так и внутр. теплообмена и распределения теплоты между элементами КА. Конкретный выбор СОТР определяется мн. факторами: требованиями к тепловому режиму, спецификой внеш. теплообмена, особенностями конструкции КА, его ориентацией в пространстве при орбит. полёте, временем активного существования и т. п., а также требованием миним. массы средств, обеспечивающих тепловой режим. В частности, применение в СОТР только пассивных средств позволяет ограничить пределы изменения темп-р внеш. поверхностей путём придания им определ. оптич. характеристик, свести к минимуму теплообмен с окружающим пространством, интенсифицировать или свести к минимуму теплообмен между элементами КА. Такие СОТР используются на КА, у к-рых вследствие малого тепловыделения аппаратуры темп-ры внутр. элементов оказываются близкими к темпре корпуса, на к-ром путём подбора покрытий с определ. оптич. характеристиками поддерживаются темп-ры в заданном диапазоне.

Тепловой режим элементов КА в нек-рых случаях обеспечивается изоляцией их от окружающего пространства; продолжительность сохранения темп-ры элемента в заданном диапазоне определяется его теплоёмкостью, значением нач. темп-ры и тепловым потоком, поступающим через изоляцию. Т. о. осуществляется, напр., тепловой режим компонентов топлив; поверхности баков в этом случае изолируются (см. *Термоизоляция ёмкостей*), а нач. темп-ра топлива создаётся на стартовой позиции наземными средствами *термостатирования*. Аналогичным образом может быть обеспечен в течение огранич. времени тепловой режим КА, совершившего посадку на поверхность планеты, на к-рой темп-ра атмосферы такова, что не позволяет путём прямого теплообмена с ней обеспечить заданный диапазон темп-р конструкции и приборов. Активное регулирование внеш. теплообмена КА в процессе полёта по орбите обычно осуществляется с помощью радиац. теплообменников. Если КА имеет определ. постоянную ориентацию в пространстве относительно Солнца, радиац. теплообменник стремятся расположить наивыгоднейшим образом относительно поля внеш. тепловых потоков. С целью уменьшения нагрузок на систему терморегулирования поверхности, не предназначенные для теплообмена с окружающей средой, изолируются при помощи экранно-вакуумной теплоизоляции, экранов с нанесённым на них покрытием, имеющим миним. значения оптич. коэффициентов. В тех случаях, когда внеш. условия таковы, что сбросить теплоту, выделяемую аппаратурой, через наружные поверхности не удаётся, а теплоёмкость КА мала, чтобы поглощать её в течение необходимого времени, используются устройства, в к-рых теплота поглощается в процессе фазовых переходов в рабочем теле (напр., при испарении запасов воды или аммиака). Для компенсации периодич. изменения внутр. или внеш. тепловой нагрузки в системе могут применяться тепловые аккумуляторы, использующие скрытую теплоту плавления и застывания рабочего тела.

СОТР используется также для обеспечения теплового режима при подготовке КА на космодроме и в составе РН на стартовой позиции во взаимодействии с наземными системами жидкостного и возд. термостатирования; во время полёта — в составе РН и КА со средствами обеспечения теплового режима этих аппаратов (напр., головной обтекатель РН защищает КА от воздействия аэродинамич. нагрузок и нагрева). Способность СОТР создавать тепловой режим проверяется при *тепловых испытаниях*. См. также *Терморегулирования система*.

О. В. Сургучёв, Ю. В. Капинос.

СИСТЕ́МА ОПОРОЖНЕ́НИЯ БА́КОВ (СОБ) — предназначена для обеспечения одновременной выработки (расхода) окислителя и горючего из баков РН и уменьшения неиспользуемых остатков топлива. На ступенях ракет, состоящих из неск. блоков, СОБ служит также для одновр. выработки компонентов из всех одновременно работающих блоков (в этом случае она наз. системой опорожнения баков и синхронизации — СОБИС). СОБ входит в систему автоматич. регулирования работы ЖРД (см. *Автоматика жидкостного ракетного двигателя*) и бывает уровнемерного и расходомерного типов. Уровнемерные СОБ включают датчики уровня в баках окислителя и горючего, бортовое вычислительное устройство (может быть автономным или входить в состав системы управления РН), исполнительные органы (напр., дроссели в магистрали подачи компонентов в ЖРД). Уровнемерная СОБ работает следующим образом. Датчики уровня производят периодич. определение времени прохождения заданных значений уровней окислителя и горючего в баках. По данным измерений определяется компонент, к-рый расходуется с опережением, и вычисляется значение опережения (именуемое рассогласованием уровней); затем подаётся сигнал на управление дросселями, обеспечивающими изменение соотношения расходов компонентов топлива из баков. Рассогласование уровней при дальнейшей работе ЖРД равномерно уменьшается и к моменту израсходования компонентов топлива становится равным нулю. При такой работе СОБ отклонения соотношения расходов через ЖРД минимальны. Работа СОБИС основана на определении рассогласования уровней в баках одноимённых компонентов (окислителя или горючего) и изменении режима работы ЖРД отд. блоков по суммарному расходу компонентов, чтобы к моменту выключения ЖРД рассогласование уровней одноимённых компонентов во всех блоках было равно нулю. Т. о., при совместной работе СОБИС и СОБ обеспечивается одновременный слив окислителя и горючего из всех баков всех блоков. Расходомерные СОБ наз. системами регулирования соотношения компонентов (системы РСК). Система РСК включает: датчики расхода окислителя и горючего из баков, бортовое вычислит. устройство и исполнит. орган-дроссель (с приводом) в магистрали одного из компонентов ЖРД. РСК работает следующим образом: датчики производят непрерывное измерение расхода компонентов из баков, вычисляется фактич. соотношение расходов компонентов, определяется отклонение фактич. соотношения от заданного и изменяется расход одного из компонентов с помощью дросселя. В многоступенчатых РН используются разл. принципы построения СОБ (напр., РН «Восток» имела на первой ступени СОБИС, на второй — уровнемерную СОБ, на третьей — РСК). *В. Ф. Ефремов.*

СИСТЕ́МА РАДИАЦИО́ННОЙ БЕЗОПА́СНОСТИ — комплекс средств и мероприятий, направленных на предупреждение и исключение неблагоприятного воздействия на космонавтов ионизирующих излучений (напр., при мощных *солнечных вспышках* или полётах в *радиационном поясе Земли*). К средствам С. р. б. относятся *радиационная защита* — физ. защита обитаемых отсеков КК и орбит. станций, дополнит. локальная защита (радиац. убежища), фармако-хим. защита космонавтов, средства бортового дозиметрич. контроля, результаты наблюдений *Службы Солнца* и т. д. Мероприятия, направленные на обеспечение безопасности экипажа, включают прогноз уровней *радиационного воздействия* на космонавтов во время предполагаемого полёта, разработку исходных рекомендаций при создании обитаемых КА, анализ радиац. обстановки на трассе во время полёта, дозиметрич. контроль в отсеках КК и орбит. станций, оценку уровней радиац. воздействия, а также разработку и своевременное доведение до сведения космонавтов рекомендаций по предупреждению облучения, превышающего предельно допустимую дозу.

СИСТЕ́МА «ЧЕЛОВЕ́К — МАШИ́НА» — сложная кибернетическая система управления. Специфика её состоит в том, что она включает в качестве одного из звеньев управления человека-оператора. Это значительно расширяет возможности системы управления путём сочетания способностей и возможностей человека и автоматич. устройств. Центральной проблемой построения С. «ч. — м.» является оптимальное распределение функций между ними. Сравнительный анализ возможностей человека и машины показывает, что человек, уступая машине в выполнении таких функций, как приём, переработка и хранение больших объёмов информации, проведение математич. и логич. расчётов с высоким быстродействием, значительно превосходит машину при решении задач, требующих индуктивного мышления, адаптации к изменяющимся условиям, распознавания образов, принятия решений в непредвиденных ситуациях и т. д. Решение задачи оптимального распределения функций требует детального изучения характеристик человека как звена управления.

К нач. 1980-х гг. в достаточно полном объёме исследованы каналы восприятия информации человеком и его сенсомоторная деятельность. Однако алгоритмы поведения человека-оператора в системе управления изучены мало. Сложность решения этого вопроса обусловлена трудностью построения адекватной математич. модели поведения человека. В связи с этим оказывается невозможным применение в полном объёме разработанных методов анализа и синтеза автоматич. управляющих устройств к С. «ч.— м.». Единственным пока методом конструирования и исследования С. «ч.— м.» являются модельные исследования, проводимые на базе вычислит. комплексов с привлечением в необходимом объёме элементов реального оборудования. Примерами сложных С. «ч.— м.» могут служить системы ручного управления КК. При построении таких систем необходимо учитывать многочисл. факторы, влияющие на физиологич. и психологич. состояние космонавта.

СИСТЕ́МА ЭНЕРГОПИТА́НИЯ (СЭП) — бортовая система КА, обеспечивающая электроэнергией его аппаратуру и оборудование. В СЭП обычно входят первичный и вторичный источники электрич. энергии, *автоматика* системы энергопитания, зарядные и преобразующие устройства.

В качестве первичных источников могут применяться различные генераторы электроэнергии — *солнечные батареи*,

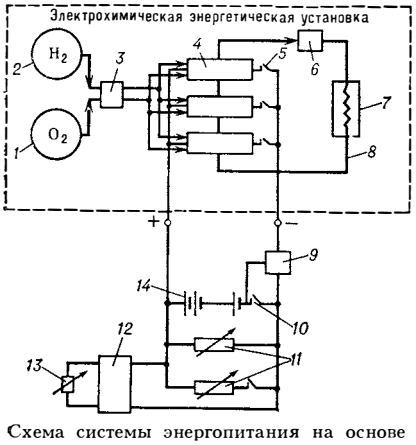


Схема системы энергопитания на основе водородно-кислородных топливных элементов: *1* — криостат для хранения жидкого кислорода; *2* — криостат для хранения жидкого водорода; *3* — система подачи и газификации; *4* — блок электрохимического генератора; *5*, *10* — контакторы; *6* — агрегаты системы терморегулирования; *7* — холодильник-излучатель; *8* — контур теплоносителя; *9* — зарядное устройство; *11* — дежурная и сеансная нагрузки; *12* — преобразователь тока в переменный; *13* — нагрузка переменного тока; *14* — аккумуляторная батарея

химические источники тока, *изотопные генераторы*, автономные *реакторы-электрогенераторы*, а также энергетич. установки различных типов — *изотопные энергетические установки*, *солнечные энергетические установки*, *ядерные энергетические установки* и др. В энергетич. установку, помимо собств. источника (генератора) электрич. энергии, входят вспомогат. системы, обеспечивающие его работу, напр. система терморегулирования *топливных элементов*, система ориентации *концентратора солнечной энергии* и т. д. Возможно применение комбинированных схем СЭП, напр. с СБ и *электрохимической энергетической установкой*.

Бортовая аппаратура совр. КА обычно работает на пост. токе напряжением 28 или 12 В. Аппаратура, работающая на перем. токе, получает питание через преобразователи пост. тока в переменный. Наибольшее распространение получили статич. полупроводниковые преобразователи. Зарядные устройства обеспечивают заряд вторичных источников электрич. энергии (аккумуляторных батарей) от первичных.

Кроме обеспечения бортовой аппаратуры электроэнергией, СЭП могут выполнять дополнит. функции, напр., СЭП КК «Аполлон» с энергоустановкой на основе водородно-кислородных топливных элементов предназначена также для обеспечения экипажа КК водой.

СЭП можно разделить на 2 осн. типа: системы, масса к-рых существенно зависит от времени работы, и СЭП, масса к-рых практически не зависит от времени их работы. К первому типу относятся СЭП с электрохимическими источниками тока одноразового действия (с батареями гальванич. элементов или аккумуляторными батареями одноразового действия), с электрохимич. энергетич. установками, с *электромашинными энергетическими установками* открытого цикла и др. Обычно такие СЭП применяются на КА со сроком службы от неск. часов до 1—2 мес. Ко второму типу относятся СЭП с СБ, с солнечными энергетич. установками, с изотопными генераторами и с изотопными энергетич. установками на основе долгоживущих изотопов, с ядерными и изотопными электромашинными энергетич. установками. Такие СЭП применяют на КА со сроком службы от неск. мес до неск. лет. Наиболее распространены СЭП с СБ, применяемые на большинстве КА, напр. «Эксплорер», «Молния», «Электрон», «Рейнджер», «Венера», «Марс», «Маринер», «Скайлэб», «Союз», «Салют» и др.

С. А. Худяков, В. А. Никитин.

«СКА́ЙЛЭБ» (англ. Skylab, сокр. от Sky Laboratory — небесная лаборатория) — наименование американской экспериментальной орбитальной станции, рассчитанной на последовательное пребывание нескольких экспедиций (по три космонавта в каждой). Предназначена для изучения влияния на организм человека длительного (до 12 нед) космич. полёта, проведения науч. исследований (наблюдений Солнца, изучения природных ресурсов Земли и др.) и технич. экспериментов, приобретения опыта, необходимого для создания в дальнейшем долговременной орбит. станции.

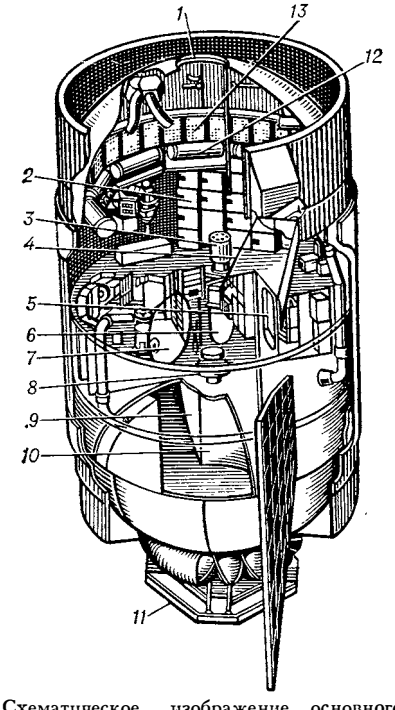
Станция «С.» была выведена 14.5.1973 на орбиту без экипажа РН «Сатурн-5» (без третьей ступени). Выс. в перигее нач. орбиты 434 км, выс. в апогее 437 км, наклонение 50°; период обращения 93,2 мин. Трансп. кораблём для доставки экипажа и возвращения его на Землю служил модифициров. осн. блок КК «*Аполлон*», к-рый выводился РН «Сатурн-1В». Программа «С.» во многом рассчитана на использование материальной части, созданной по программе «Сатурн» — «Аполлон». Масса «С.» 77 т, дл. 25 м, макс. диам. 6,6 м; станция состоит из неск. элементов (табл. 1).

В блоке станции имеются бытовой (выс. 2 м) и лабораторный (выс. 6 м) отсеки с помещениями для сна (6,5 м²), личной гигиены (2,8 м²), проведения досуга, приготовления и приёма пищи (9,3 м²), тренировок и проведения экспериментов (16,7 м²). В шлюзовой камере и снаружи,

Табл. 1.— Элементы станции «Скайлэб»

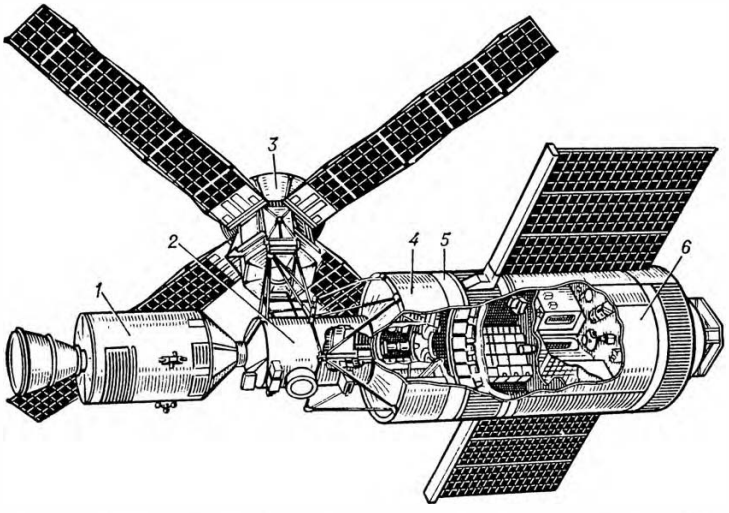
Элемент	Масса, т	Длина, м	Макс. диаметр, м	Объём помещения с искусств. атмосферой, м³
Блок станции (создан на базе 3-й ступени РН «Сатурн-5»)	35,4	14,6	6,6	292
Шлюзовая камера	22,2	5,4	3,0	17
Причальная конструкция	6,3	5,3	3,0	32
Комплект астрономических приборов АТМ . .	11,1	4,4	3,3	—

на её корпусе, размещается бо́льшая часть бортовых запасов расходуемых материалов, а также мн. узлы и системы бортового служебного оборудования. Через шлюзовую камеру осуществляется выход в открытый космос; объём шлюзового отсека камеры (4,3 м³) позволяет разместиться в нём двум космонавтам в скафандрах, полностью экипированным для выхода в открытый космос. Причальная конструкция оборудована двумя



Схематическое изображение основного блока орбитальной станции «Скайлэб»: *1* — люк из шлюзовой камеры; *2* — холодильники, морозильники и неохлаждаемые контейнеры для пищевых продуктов в лабораторном отсеке; *3* — вентилятор на помещении для личной гигиены; *4* — консоль для крепления панели солнечной батареи; *5* — помещение для сна в бытовом отсеке; *6* — помещение для личной гигиены; *7* — помещение для проведения досуга, приготовления и приёма пищи; *8* — шлюз для сбрасывания отходов; *9* — решётка, задерживающая твёрдые отходы; *10* — вакуумированная ёмкость для сбора отходов; *11* — радиатор; *12* — бак с водой; *13* — хранилище

стыковочными узлами для трансп. корабля; осевой узел основной, боковой запасной. В причальной конструкции размещены система отображения и пульты управления комплекта АТМ для наблюдений Солнца, комплект приборов EREP для исследования природных ресурсов и другое науч. оборудование.



Орбитальная станция «Скайлэб» с пристыкованным основным блоком КК (ОБК) «Аполлон»: *1* — основной блок КК «Аполлон»; *2* — причальная конструкция; *3* — комплект астрономических приборов АТМ; *4* — шлюзовая камера; *5* — отсек оборудования РН «Сатурн-5», входящий в состав станции; *6* — основной блок станции

В герметизированных помещениях «С.» создана двухгазовая атмосфера (74% O_2 и 26% N_2), давление 35 кПа. В системе ориентации (погрешность до 3′) применяются инерциальный измерит. блок и датчики земного горизонта, в качестве исполнит. органов — три силовых гироскопа, а также шесть микродвигателей тягой по 680 Н, работающих на сжатом азоте и предназначенных для успокоения станции, её начальной ориентации и *гашения кинетического момента* силовых гироскопов. Комплект астрономич. приборов АТМ имеет собств. систему ориентации (точность 2,5″ по тангажу и рысканию и 10″ по крену), использующую электродвигатели. Функционирование и взаимодействие систем ориентации обеспечивают две бортовые ЦВМ, к-рые также служат для управления служебными системами и науч. приборами. Радиотехнич. система станции «С.» включает средства (в т. ч. радиотелетайп) для связи с Землёй, внутристанц. связи, ТВ систему, устройства для видеозаписи, приёмоответчик для наведения трансп. корабля. В системе электропитания используются две панели СБ на блоке станции (размах панелей ~ 30 м, площадь ~110 м², ср. мощность ~ 3,8 кВт) и четыре панели на комплекте АТМ (~ 30 м, ~ 110 м², 3,7 кВт), а также 8 аккумуляторных батарей в шлюзовой камере и 18 батарей на комплекте АТМ. В системе терморегулирования предусмотрены контур циркуляции хладагента, отдающего теплоту в радиац. теплообменнике, нагреватели, теплоизоляция и теплозащитный экран.

Науч. оборудование станции включает комплекты АТМ, EREP, приборы и установки для мед. исследований и поддержания физ. тренированности космонавтов, установки для проведения технологич. операций, а также ряд приборов и средств для пр. исследований и экспериментов, в частности по программам Мин-ва обороны США. В состав комплекта АТМ входят коронограф, рентгеновский спектрограф, спектрогелиометр, рентгеновский телескоп, два УФ спектрографа и два телескопа для наблюдения Солнца в полосе H_α (656 нм). В составе комплекта EREP шесть кадровых ТВ камер, ИК спектрометр, многодиапазонная сканирующая ТВ камера, микроволновый зонд и радиометр. Оборудование для поддержания физ. тренированности космонавтов и мед. исследований включает велоэргометр, установку для создания отрицат. давления на нижнюю часть тела, куполометрич. кресло, маятниковое устройство для измерения массы космонавтов и пр. Установки для технологич. операций обеспечивают плавку металлов, экзотермич. пайку, изготовление отливок, получение композиц. материалов, выращивание кристаллов, сварку и резку электронным лучом. Среди др. средств для проведения исследований и экспериментов: установки для перемещения в открытом космосе (испытывались в блоке станции), астрономич. приборы, съёмочные камеры, метеорная ловушка, радиац. дозиметры и пр.

Всего на станции «С.» последовательно работали три экспедиции (табл. 2). После возвращения последней из них на Землю работа со станцией была прекращена.

В 1978 «С.» была ориентирована на орбите продольной осью по вектору скорости, чтобы уменьшить аэродинамич. торможение и продлить существование станции до нач. 1980, когда к ней в МТКК «Спейс шаттл» можно было бы доставить разгонный блок для перевода «С.» на более высокую орбиту или для обеспечения контролируемого схода с орбиты. Однако 18.12.1978 НАСА объявило об отказе от планов доставки к «С.» разгонного блока, поскольку вероятность успеха очень мала, а потребные затраты весьма велики. Станция в 1979 стала терять высоту быстрее, чем предполагали, и 9 июля 1979 вошла в атмосферу. Несгоревшие обломки упали в Индийский океан и в малонаселённые р-ны Зап. Австралии. См. вкл. IV. *Д. Ю. Гольдовский.*

«СКАУТ» (англ. Scout, букв.— разведчик) — наименование американской 4-ступенчатой твёрдотопливной РН. По-

Пуск РН «Скаут»

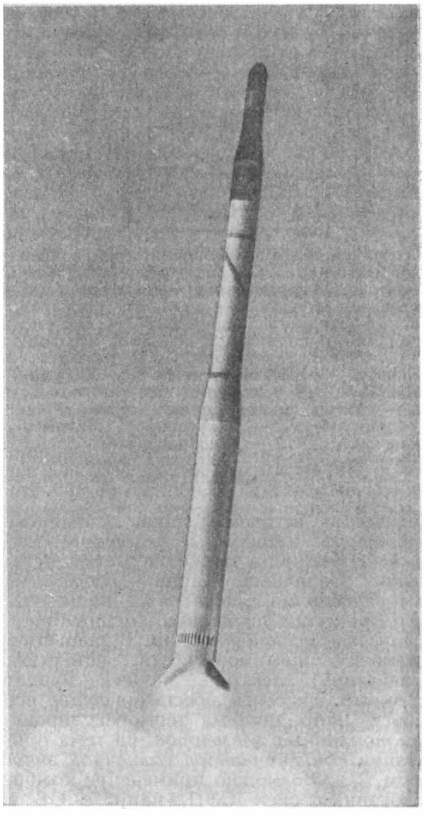


Табл. 2.— Экспедиции на орбитальную станцию «Скайлэб»

Экспедиция	Космонавты	Дата запуска и возвращения на Землю	Продолжительность полёта	Выходы в открытый космос	Число доставленных на Землю снимков от комплекта АТМ	Число доставленных на Землю снимков от шести кадровых камер комплекта EREP*
Первая	Ч. Конрад, Дж. Кервин, П. Вейц	25.5.— 22.6.1973	28 сут 49 мин 49 с	6ч 34 мин 3ч 58 мин 2ч 11 мин	30 200	8900 (13,7)
Вторая	А. Бин, Дж. Лусма, О. Гэрриот	28.7.— 25.9.1973	59 сут 11 ч 9 мин 4 с	2ч 41 мин 11ч 1 мин 13ч 42 мин	77 600	14 400 (28,4)
Третья	Дж. Карр, У. Поуг, Э. Гибсон	16.11. 1973— 8.2.1974	84 сут 1 ч 15 мин 32 с	15ч 48 мин 13ч 31 мин 15ч 17 мин	75 000	17 000 (30)

* В скобках указана общая длина (в километрах) доставленных на Землю лент с записями от других приборов комплекта EREP.

лезный груз 180 кг (при выводе на круговую орбиту выс. 550 км). Стартовая масса ~ 20 т, длина с головным обтекателем 22,9 м, макс. диам. 1,1 м. 1-я ступень оснащена РДТТ «*Алголь*-3А», 2-я ступень — РДТТ «Кастор-2А» (масса с топливом 4,43 т, дл. 6,2 м, диам. 0,79 м, тяга в пустоте 286 кН, продолжительность работы 35,9 с), 3-я ступень — РДТТ «*Антарес*-2В», 4-я ступень — РДТТ «Альтаир-3А» — см. «*Тор*» (приводятся РДТТ для последней модификации РН «Скаут F-1»). При двух запусках использовалась дополнит. 5-я ступень, оснащённая РДТТ «Альциона-1А». Масса РДТТ 98 кг, в т. ч. топливо 87 кг, дл. 0,82 м, диам. 0,48 м, тяга 28 кН, продолжительность работы 8,4 с. Система наведения РН «С.» инерциальная. В качестве исполнит. органов системы управления на 1-й ступени используются аэродинамич. и газовые рули, на 2-й ступени — микродвигатели; 3-я и 4-я ступени стабилизируются вращением, на 4-й — предусмотрены микродвигатели для обеспечения манёвра по рысканию. С 1960 по 1983 с мыса Канаверал, о. Уоллопс, Зап. испытат. полигона США и с итал. мор. стартового комплекса Сан-Марко произведено 105 пусков РН «С.», из них ок. 90% успешных. Полезный груз: ИСЗ «Эксплорер», «Ариэль», «Сан-Марко», «ЕСРО», «Ацур», «Транзит» и др.

СКАФА́НДР космонавта — индивидуальное снаряжение (герметичный костюм), обеспечивающее условия жизнедеятельности и работоспособности в разрежённой атмосфере или космическом пространстве, в частности, поддерживающее в заданных пределах автономный режим атмосферы (давление, температуру, влажность и газовый состав). С. бывают двух типов: высотно-спасательные и космические. Высотно-спасательный С. предназначен для обеспечения жизнедеятельности космонавтов при аварийной разгерметизации кабины КК, при катапультировании на больших высотах и скоростях полёта, приводнении, а также для защиты от воздействия высоких или низких темп-р. Состоит из мягкого герметичного костюма и гермошлема жёсткой конструкции; может иметь объёмные герметичные сапоги и перчатки. В зависимости от способа вентиляции и обеспечения кислородом различают вентиляц. и регенерац. С. В вентиляц. С. воздух поступает из источника сжатого воздуха, предварительно проходя через узлы регулирования расхода и темп-ры, и выходит в кабину или атмосферу. В регенерац. С. воздух циркулирует по замкнутому контуру: из С. газовая смесь поступает в патроны с поглотителями углекислого газа и влаги, затем для охлаждения или подогрева — в узел регулирования темп-ры и возвращается в С. При спуске на парашюте снабжение кислородом осуществляется от парашютного кислородного прибора, автоматически включающегося в момент *катапультирования*. Высотно-спасат. С. могут снабжаться дополнит. средствами, предназнач. для оказания помощи космонавту в аварийной обстановке (напр., при приводнении и нахождении на плаву). В состав этих средств входят надувной ворот (воротник), жилет или пояс с системой наддува для обеспечения плавучести на воде, радиостанция с блоком питания, сигнальный пистолет с запасной обоймой, нож, компас и сигнальное зеркало.

Космический С. (рис. 1—3) служит для обеспечения жизнедеятельности и работоспособности космонавта при выходе его из КА в открытое космич. пространство или на поверхность планеты. С. должен обеспечивать макс. удобства при выполнении работ, иметь высокую степень надёжности, незначит. массу и объём, большой ресурс работы и допускать длит. хранение.

В общем случае в комплект С. входят: герметичный костюм, гермошлем, гермоперчатки и ботинки, костюм водяного охлаждения, устройство для приёма пищи и воды, комплект сбора и удаления мочи, сборник фекалий, система связи, фал-шланг, по к-рому с борта КА подаются дыхательная смесь, электрич. энергия или осуществляется связь (отсутствует в полностью автономных С.), *ранцевая система жизнеобеспечения*, а также аварийная СЖО.

Костюм С. состоит из неск. оболочек, каждая из к-рых несёт определ. функцию для защиты космонавта от неблагоприятного воздействия открытого космоса (вакуум, поток микрометеоров, УФ и тепловое воздействие Солнца). Герметичная оболочка обеспечивает сохранение атмосферы в С., препятствуя утечке газа в окружающую среду. В С. обычно используют 2 герметичных оболочки, одна из к-рых как бы является резервной и автоматически вступает в действие при повреждении основной. Нагрузку от внутр. давления, передаваемую через герметичную оболочку, воспринимают элементы силовой оболочки со специальными шарнирами для обеспечения подвижности рук и ног космонавта. Перчатки С. также имеют несколько миниатюрных шарниров на каждом пальце. Конструкция силовой оболочки (может быть мягкой и полужёсткой) определяет форму и размер костюма, препятствуя его раздуванию под действием избыточного внутр. давления. Несколько слоёв металлизированной плёнки (разделены материалом с низкой теплопроводностью), покрытых плотной белой тканью с отражающими свойствами, создают надёжную тепловую защиту космонавта от перегрева солнечными лучами и от переохлаждения в тени Земли или КА.

Шлем С.— герметичная каска (с теплоизоляцией), к-рая служит для защиты головы от повреждений при ударах, а также для крепления смотрового остекления. В состав остекления входят прозрачное смотровое стекло, герметично соединённое с каской, и светофильтр, защищающий глаза и лицо космонавта от слепящего солнечного света, от воздействия тепловых и УФ лучей Солнца. Внутри шлема размещаются телефоны и микрофоны радиопереговорного устройства.

Костюм водяного охлаждения одевается на тело и обеспечивает его охлаждение водой, циркулирующей по системе трубочек. В критич. точках (местах сгиба конечностей) расположены мягкие прокладки для удобства носки костюма. Эффективный отвод теплоты от тела обеспечивается неравномерным размещением трубок на сетке (рис. 4). Система связи обеспечивает радиотелефонную связь космонавта с КА (Землёй), передачу телеметрич. информации о режиме работы С. и состоянии космонавта. Аварийная СЖО гарантирует безопасное возвращение космонавта на КК или орбит. станцию, снаб-

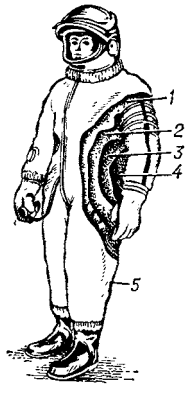


Рис. 1. Схема устройства скафандра: *1* — силовой слой; *2* — основная герметичная оболочка; *3* — резервная герметичная оболочка; *4* — нательное бельё; *5*—внешняя оболочка скафандра

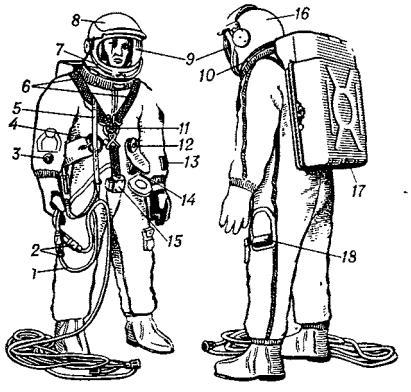


Рис. 2. Скафандр космонавтов А.С.Елисеева и Е. В. Хрунова для выхода в открытый космос: *1* — фал телеметрии; *2* — разъёмы; *3* — манометр; *4* — разъём коммуникаций; *5* — страховочный фал; *6* — подвесная система ранца; *7* — скоба закрытия иллюминатора; *8* — светофильтр; *9* — иллюминатор; *10* — разъёмное кольцо; *11* — замок крепления ранцевой системы жизнеобеспечения; *12* — клапан выбора режима работы; *13* — зеркало; *14* — клапан поддержания заданного давления; *15* — пульт управления системой жизнеобеспечения; *16* — гермошлем; *17* — ранцевая система жизнеобеспечения; *18* — ручка клапана включения аварийного запаса кислорода

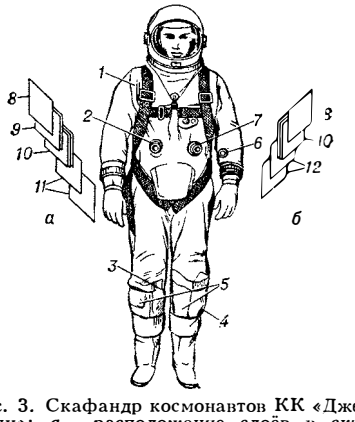
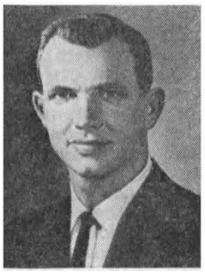


Рис. 3. Скафандр космонавтов КК «Джемини»: *а* — расположение слоёв в скафандре при полёте космонавтов на КК «Джемини-4»; *б* — расположение слоёв в скафандре при полёте космонавтов на КК «Джемини-8»; *1* — карман для шейного герметизирующего ворота; *2* — штуцер забора газов из скафандра; *3* — карман для ножа; *4* — карман для ножниц; *5* — карманы для карт; *6* — манометр; *7* — штуцер подачи кислорода; *8* — верхняя одежда из нейлона; *9* — противометеорный слой из нейлона; *10* — экранно-вакуумная теплоизоляция; *11* — противометеорный слой из нейлона; *12* — противометеорный слой из прорезиненного нейлона



Д. Скотт

Д. Слейтон

жая его кислородом и очищая атмосферу С. от загрязнений, проводит её терморегулирование и осушку.

В мягкой конструкции оболочки С. для дыхания космонавта обычно используется чистый кислород, в полужёсткой — обычный воздух при нормальном давлении. С. для работы в космосе должен иметь средства передвижения и ориентации. Космич. С. может одновременно служить и высотно-спасательным. Для этого он должен иметь устройства для подключения к бортовой СЖО; ранцевая СЖО при этом снимается.

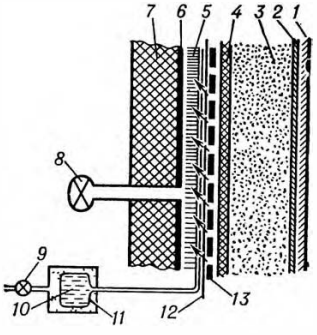


Рис. 4. Схема испарительной системы охлаждения скафандра: *1* — тело человека; *2* — бельё; *3* — вентилируемый зазор; *4*, *6* — герметичные оболочки; *5* — слой, впитывающий воду (фитиль); *7* — теплозащитный слой; *8* — вакуумный клапан; *9* — кран подачи воздуха; *10* — вода; *11* — резиновая ёмкость (мембрана); *12* — защитная оболочка; *13* — силовая оболочка

СКАЧО́К УПЛОТНЕ́НИЯ — скачкообразные уменьшения скорости движения и повышение плотности, давления и темп-ры в сверхзвуковом потоке газа. Образуется при торможении сверхзвукового потока и может возникнуть при обтекании ЛА, при движении газов в сверхзвуковом сопле и т. д. Процессы в С. у. необратимы (связаны с потерей давления торможения).

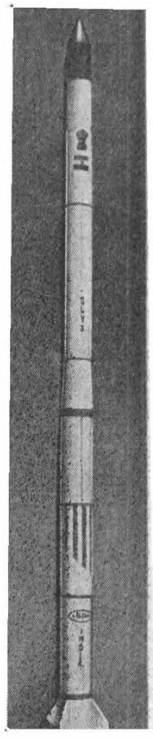
СКИПИДА́Р $C_{10}H_{16}$ — смесь терпеновых углеводородов; высококипящее горючее для ЖРД. Бесцветная или желтоватая жидкость с запахом хвои. Плотн. 850—870 кг/м³ (при 20 °С), $t_{пл}$ менее —55 °С, $t_{кип} \approx 153$—180 °С. Весьма реакционноспособен, на воздухе, особенно на свету, окисляется и осмоляется, при отсутствии контакта с атмосферой стабилен, коррозионно малоактивен. В пром-сти получают перегонкой живицы или древесины. В качестве горючего С. неск. эффективнее керосина. При контакте с азотной кислотой и азотнокислотными окислителями самовоспламеняется с задержкой. Применялся во Франции на РН «Диаман» в паре с азотной кислотой. Как горючее для ЖРД предложен К. Э. *Циолковским* в 1914.

СКЛОНЕ́НИЕ — координата в экваториальной системе *небесных координат*; дуга большого круга, проходящего через *полюс мира* и небесное тело. Отсчитывается от экватора до небесного тела. Различают положит. (северное) и отрицат. (южное) С., измеряемые от 0 до ±90°.

СКЛОНЕ́НИЯ КРУГ, часовой круг — большой круг *небесной сферы*, проходящий через *полюсы мира* и небесное светило. Вдоль С. к. отсчитывается *склонение* небесных тел.

СКО́РОСТЬ ГОРЕ́НИЯ твёрдого ракетного топлива — скорость перемещения поверхности горения *заряда* твёрдого топлива (линейная скорость) или масса топлива, сгорающего с единицы поверхности горения за единицу времени (массовая скорость горения). С. г. является одним из осн. параметров *твёрдого ракетного топлива*. Она зависит от хим. состава топлива, рабочего давления в камере сгорания, нач. темп-ры топлива, а для смесевого топлива также и от размеров зёрен окислителя и качества распределения компонентов. С. г. увеличивается с ростом давления, плотности тока продуктов сгорания над поверхностью горения (*эрозионное горение*) и темп-ры заряда. В наибольшей мере линейная С. г. зависит от давления в камере сгорания, и эта зависимость аппроксимируется, как правило, степенным законом со значением показателя степени обычно 0,3—0,7. Сильная зависимость от давления и нач. темп-ры топлива приводит к значит. разбросу тяги, времени горения и др. параметров РДТТ. См. *Внутренняя баллистика* ракетного двигателя твёрдого топлива.

СКОТТ (Scott) Дейвид (р. 1932) — космонавт США, полковник ВВС в отставке. В 1955 окончил Воен. академию США в Уэст-Пойнте, получив степень бакалавра наук, и в 1962 — Массачусетсский технологич. ин-т, получив степень магистра наук по авиации и астронавтике и звание инженера. Окончил также экспериментальную школу лётчиков-испытателей ВВС и школу по подготовке пилотов для аэрокосмич. исследований. С 1963 в группе космонавтов НАСА. 16.3.1966 совм. с Н. *Армстронгом* совершил полёт на КК «Джемини-8» в качестве второго пилота. Впервые была осуществлена ручная стыковка на орбите с ракетой-мишенью «Аджена»; через 20 мин после стыковки возникли непредвиденные колебания ракеты и КК, вследствие чего «Джемини-8» был отделён от ракеты и совершил преждеврем. посадку. Полёт продолжался 10 ч 41 мин 26 с. 3—13 марта 1969 совм. с Дж. *Макдивиттом* и Р. *Швейкартом* совершил полёт в качестве пилота осн. блока КК «Аполлон-9». Проводились отработка систем лунной кабины с отделением её от КК и разл. исследования на околоземной орбите. Полёт продолжался 10 сут 1 ч 54 с. 26 июля — 7 авг. 1971 совм. с Дж. *Ирвином* и А. *Уорденом* совершил полёт на Луну в качестве командира КК «Аполлон-15». Лунная кабина со С. и Ирвином произвела посадку на Луну в р-не борозды Хэдли и горной цепи Апеннин (вост. граница Моря Дождей) 31.7.1971. На Луне С. пробыл 66 ч 54 мин, включая 3 выхода на её поверхность общей длительностью 18 ч 35 мин. При передвижении по Луне космонавты пользовались луноходом. Полёт продолжался 12 сут 7 ч 11 мин 53 с. За 3 рейса в космос С. налетал 22 сут 18 ч 54 мин 13 с. Чл. Об-ва лётчиков-испытателей. Награждён золотой медалью НАСА «За исключительные заслуги», золотой медалью Мира (ООН). Спец. помощник по лётным операциям в Управлении по осуществлению программы «Аполлон» в Центре пилотируемых полётов им. Л. Джонсона (1972—73). В 1975—1977 директор лётно-иссл. центра им. Х. Драйдена НАСА (Эдуардс, шт. Калифорния). С 1977 в отставке. Занимается коммерч. деятельностью в Лос-Анджелесе.



РН «СЛВ-3»

«СЛВ-3» (англ. SLV, сокр. от Satellite Launcher Vehicle — ракета-носитель спутников) — наименование индийской 4-ступенчатой твердотопливной РН. Полезный груз первой модели 40 кг при выводе на круговую орбиту выс. 400 км. В дальнейшем модель с улучшенными энергетич. характеристиками сможет выводить до 600 кг на полярную орбиту. Первая модель имеет стартовую массу 17,3 т, дл. 19,4 м, диаметр ступеней 1; 0,9; 0,8; 0,65 м. Первый пуск (неудачный) произведён 10. 8. 1979 с космодрома Шрихарикота; при втором, третьем и четвёртом пусках РН выведены на орбиту (соответственно 18.7.1980, 31.5.1981, 17. 4. 1983) 3-й, 4-й и 5-й инд. ИСЗ «Рохини». См. вкл. IV.

СЛЕ́ЙТОН (Slayton) Доналд (р. 1924) — космонавт США, майор ВВС в отставке. В ВВС с 1942. Во время 2-й мировой войны 1939—45 совершил 56 боевых вылетов. По окончании в 1949 Миннесотского ун-та получил степень бакалавра наук по авиац. технике и работал в авиакомпании «Боинг» (Boeing) в Сиэтле (шт. Вашингтон). В 1951 был вновь призван на воен. службу в ВВС. Окончив в 1956 школу лётчиков-испытателей, служил на военно-возд. базе Эдуардс (шт. Калифорния). В апр. 1959 был отобран в группу космонавтов НАСА и назначен пилотом одного из КК по программе «Меркурий», но в августе того же года освобождён от подготовки к полёту из-за болезни сердца. В 1962—63 руководил отделом лётных кадров НАСА, в 1963—74 службой подготовки экипажей КК и программ космич. полётов в Центре пилотируемых полётов им. Л. Джонсона (Хьюстон, шт. Техас). В марте 1972 после всесторонней проверки состояния здоровья был восстановлен в качестве космонавта и признан годным для участия в космич. полётах. 15—25 июля 1975 совм. с Т. *Стаффордом* и В. *Брандом* совершил полёт на КК «Аполлон» в качестве пилота стыковочного отсека (по программе *ЭПАС*). Полёт продолжался 9 сут 1 ч 28 мин 24 с. Чл. Об-ва лётчиков-испытателей, Амер. астронавтич. об-ва, ассоциации Амер. ин-та аэронавтики и астронавтики. Почётный доктор наук университетского колледжа Картидж (шт. Иллинойс), Мичиганского технологич. ун-та. Награждён 3 золотыми медалями НАСА «За вы-

дающиеся заслуги», золотой медалью НАСА «За исключительные заслуги», золотой медалью Нац. ин-та социальных наук, золотой медалью им. Ю. А. Гагарина (ФАИ).

СЛИВ ТОПЛИВА — слив компонентов топлива из баков РН в случае несостоявшегося пуска. С. т. происходит самотёком под напором гидростатич. столба жидкости или, если заправочные ёмкости расположены на одном уровне с РН, под небольшим избыточным давлением, создаваемым в её топл. баках. В этом случае сжатый газ подаётся с пневмощита слива через дренажно-предохранит. клапаны в баки РН. Возможен также С. т. с использованием насоса. При С. т. самотёком или с применением насоса обязательно открытие дренажно-предохранит. клапанов баков РН во избежание появления в них вакуума и смятия их внеш. давлением.

СЛУ́ЖБА ВРЕ́МЕНИ — совокупность учреждений, осуществляющих определение и хранение времени, приём и передачу сигналов точного времени, установление связи между атомным (AT) и Всемирным (UT) временем. UT, определяемое из астрономич. наблюдений, необходимо для мн. направлений науч. и практич. деятельности: картографич. работ, определения формы и размера Земли, мор., возд. и космич. навигации, геофизич. исследований и др. Сравнение UT, основанного на вращении Земли, с AT позволяет изучать неравномерность вращения Земли, её связи с различными геофиз. явлениями, а также вести исследования относит. смещений континентальных блоков. Хранение времени между наблюдениями производится с помощью кварцевых часов, контролируемых атомными и мол. стандартами частоты, с точностью на 3—4 порядка выше точности определения UT. Передача и приём сигналов времени и частоты осуществляется также с высокой точностью. Для проверки времени через радиовещательную сеть каждый час передаются сигналы времени в виде 6 точек, последняя из к-рых соответствует ровно данному часу. Поправки в моменты передач определяются на основании астрономич. наблюдений. Эти же наблюдения используются для составления точных каталогов прямых восхождений звёзд.

Работа С. в. разных стран координируется Междунар. бюро времени при Парижской обсерватории, к-рое по их материалам вычисляет и публикует окончат. поправки радиосигналов, фиксирующие атомное время. Междунар. шкала атомного времени реализуется путём усреднения показаний неск. десятков атомных часов С. в. различных стран мира. По данным С. в. СССР и ряда социалистич. стран, обработанным в централизованном порядке, в СССР Гос. Службой времени устанавливается независимая шкала эталонного времени.

СЛУ́ЖБА СО́ЛНЦА — систематические наблюдения *Солнца*, ведущиеся по единой программе на многих астрономич. обсерваториях. Цель С. С.— получение наиболее полной информации о всех явлениях, протекающих в атмосфере Солнца, в первую очередь, о *солнечной активности* и её влиянии на геофиз. процессы. Систематич. наблюдения Солнца стали проводиться со второй пол. 19 в. (фотографирование фотосферы в Гринвич. обсерватории). С 1923 в Цюрихе публикуются данные об относит. числе *солнечных пятен*. К *Международному геофизическому году* (МГГ) и в *Международные годы спокойного Солнца* (МГСС) создано мн. новых станций, а также улучшено оборудование, расширена программа действующих станций. В программы С. С. входят наблюдения групп солнечных пятен, магнитных полей пятен, *факелов*, флоккулов, хромосферных вспышек, протуберанцев, волокон, быстрых процессов и внезапных исчезновений волокон, спектра *солнечной короны*, интенсивности и спектра радиоизлучения Солнца. Все эти данные публикуются в виде карт, таблиц и графиков для каждого дня наблюдений. Наиболее полные публикации — «Dayly maps of the Sun», ed. by the Fraunhofer Institute, Freiburg, «Bulletin of Solar Phenomena» (Tokyo), «Solar-geophysical data», «Data compiled by Aeronomy and Space data services» (Boulder, Colorado) и бюлл. «Солнечные Данные», издаваемый ежемесячно Гл. астрономич. обсерваторией АН СССР. В «Солнечных Данных» публикуются результаты наблюдений обсерваторий СССР, Чехословакии, Румынии и ГДР. Результаты наблюдений по программам С. С. публикуются также в каталогах за более длинные периоды времени. Напр., ежегодно выходит «Каталог солнечной активности», издаваемый Гл. астрономич. обсерваторией АН СССР.

С развитием космонавтики перед С. С. возникла важная задача прогнозирования мощных вспышек солнечного корпускулярного излучения для принятия мер по защите космонавтов от опасного радиац. облучения (см. *Система радиационной безопасности*). Для этого используются наблюдения за Солнцем с Земли и с ИСЗ. См. *Солнечная вспышка*.

СМЕСЕВО́Е ТВЁРДОЕ РАКЕ́ТНОЕ ТО́ПЛИВО, гетерогенное — механическая смесь твёрдых мелких частиц окислителя, порошка металла или его гидрида, более или менее равномерно распределённых в органическом полимере, являющемся горючим и выполняющим одновременно роль *связующего* для твёрдых компонентов, а также вспомогательных компонентов, улучшающих технологические, механические, баллистические и эксплуатационные свойства топлива (*пластификаторы*, *стабилизаторы* химической стойкости, смачивающий и адгезионный агенты и т. п.); разновидность *твёрдого ракетного топлива*. Совр. С. т. р. т. содержат до 10—12 компонентов. В качестве окислителей используются богатые кислородом соли азотной (нитраты), хлорной (перхлораты) кислот и взрывчатые органич. нитросоединения (гексоген, *октоген*). Наиболее широкое распространение в совр. высокоэнергетич. С. т. р. т. получили *перхлорат аммония* и октоген (США). В совр. С. т. р. т. с высоким уд. импульсом органич. полимер выполняет в осн. роль связующего, превращающего механич. смесь компонентов в плотную монолитную массу, обладающую необходимыми физико-механич. свойствами, а осн. горючим является металл или гидрид металла, вводимые в топливо в виде высокодисперсных порошков. Наиболее дешёвым и распространённым металлич. горючим для С. т. р. т. является алюминий. Его использование не только повышает уд. импульс и плотность топлива, но и увеличивает стабильность его горения. *Скорость горения* С. т. р. т. регулируется дисперсностью окислителя и введением добавок, влияющих на кинетику разложения связующего и окислителя. С. т. р. т. обеспечивает уд. импульс 1700—2000 м/с, а с добавками металлов до 2500—2700 м/с при степени расширения газа в сопле, равном 40. С. т. р. т. более распространены, чем *коллоидные твёрдые ракетные топлива*.

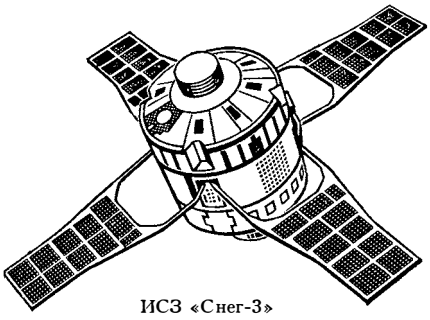
СМЕСИ́ТЕЛЬНАЯ ГОЛО́ВКА камеры (газогенератора) — название *форсуночной головки* ЖРД, работающего на *двухкомпонентном ракетном топливе*.

«СММ» (англ. SMM, сокр. от Solar Maximum Mission — полёт для исследований Солнца в период максимальной активности) — см. *«ММС»*.

«СМС» (англ. SMS, сокр. от Synchronous Meteorological Satellite — метеорологический спутник на синхронной орбите) — наименование серии американских метеорологических ИСЗ. Масса при старте до 630 кг, масса на стационарной орбите после выгорания топлива бортового РДТТ до 285 кг. Корпус — цилиндр выс. 1,65 м и диам. 1,42 м. Электропитание (120 Вт) от СБ. Стабилизация вращением (100 об/мин). Заданная ориентация оси вращения (перпендикулярно плоскости орбиты) обеспечивается микродвигателями (работают на продуктах разложения гидразина), к-рые служат также для коррекции стационарной орбиты. Бортовая антенна имеет электронную систему противовращения. Мощность передатчика видеоизображений 20 Вт, пропускная способность 28 Мбит/с. Телеметрич. передатчик работает на частоте 136 МГц. Осн. прибор ИСЗ — сканирующий радиометр с зеркалом диам. 40 см для съёмки облачного покрова в дневное и ночное время. В состав полезного груза входят также система ретрансляции информации (частота 400 МГц) от наземных метеостанций и приборы для регистрации корпускулярного и рентгеновского излучения Солнца с целью прогнозирования солнечных вспышек. На стационарную орбиту РН «Торад-Дельта» выведены 17.5.1974 и 6.2.1975 экспериментальные ИСЗ «С.-1» и «С.-2», а 16.10.1975, 16.6.1977 и 16.6.1978 аналогичные им, но эксплуатац. ИСЗ «ГОЕС-1» («С.-3»), «ГОЕС-2» и «ГОЕС-3». 9.9.1980 запущен 1-й ИСЗ второго поколения «ГОЕС-4», 5.6.1981 — «ГОЕС-5», 29.4.1983 — «ГОЕС-6». Нач. точки стояния перечисл. ИСЗ (кроме ИСЗ «ГОЕС-2»): 75°, 115°, 75°, 135°, 95°, 85°, 135° з. д. Ещё должны быть выведены на стационарную орбиту не менее 3 ИСЗ «ГОЕС» второго поколения. Стартовая масса такого ИСЗ 820 кг, корпус — цилиндр дл. 4,45 м, диам. 2,16 м. Осн. прибор — радиометр.

«СНЕГ-3» — наименование французского ИСЗ «Синь-3» («Signe-3») для исследований в области рентгеновской и гамма-астрономии, а также изучения УФ излучения Солнца. Масса ИСЗ 102 кг, в т. ч. 28 кг науч. аппаратуры. Корпус цилиндрич. формы диам. 0,7 м и выс. 0,81 м; размах развёрнутых панелей с солнечными элементами 2,6 м. Частота телеметрич. передатчика 136 МГц, скорость передачи информации 256 бит/с в реальном масштабе времени и 8192 бит/с с запоминающего устройства. Мощность СБ 50 Вт; расчётный срок активного существования 1 год (эксперимент по регистрации гамма-всплесков ~1,5 года). ИСЗ оснащён системами: электропитания, передачи информации, ориентации (обеспечивает выставку оси вращения ИСЗ на Солнце и необходимую скорость закрутки вокруг этой оси), терморегулирования (пассивной), командной пиротехнич. и др. На борту ИСЗ установлены: спектрометр для регистрации диффузного фонового гамма-излу-

чения с энергиями в диапазоне 20 кэВ — 10 МэВ, исследования дискретных источников рентгеновского и гамма-излучений с энергиями до 1—2 МэВ, регистрации гамма-всплесков космич. происхождения; прибор для изучения УФ излучения Солнца с длинами волн в диапазонах 180—195 и 205—220 нм. Эксперимент был осуществлён в соответствии с согла-



ИСЗ «Снег-3»

шением между СССР и Францией о сотрудничестве в области изучения и освоения космич. пространства в мирных целях. ИСЗ «С.-3» запущен 17.6.1977 сов. РН «Космос». Параметры орбиты: выс. в апогее 524 км, выс. в перигее 452 км, наклонение 50,69°; период обращения 94,25 мин.

СНЯ́ТИЕ РАКЕ́ТЫ — операция освобождения *пусковой установки* (ПУ) от установленной на неё РН при несостоявшемся пуске или при учебных тренировках стартовых команд. Осуществляется тем же *установщиком*, с помощью к-рого РН ранее была установлена на ПУ; при этом выполняется обратная, чем при *установке ракеты*, последовательность операций. В нек-рых случаях (при грунтовом лафетном установщике) операция С. р. затрудняется необходимостью точного подвода установщика к ракете для совмещения элементов крепления РН на стреле установщика с соответствующими элементами РН. После снятия ракета транспортируется в *монтажно-испытательный корпус*.

СОВЕ́ТСКИЕ ИСКУ́ССТВЕННЫЕ СПУ́ТНИКИ ЗЕМЛИ́ — см. *Космическая программа СССР*.

СОВЕ́ТСКИЕ КОРАБЛИ́-СПУ́ТНИКИ — см. *«Восток»*.

СОВЕ́ТСКИЕ КОСМИ́ЧЕСКИЕ КОРАБЛИ́ — см. *Космическая программа СССР*.

СОВЕ́ТСКИЕ РАКЕ́ТЫ-НОСИ́ТЕЛИ — см. *Космическая программа СССР*.

СОГЛАШЕ́НИЕ О ЛУНЕ́, Соглашение о деятельности государств на Луне и других небесных телах — разработано по инициативе СССР, представившего Генеральной Ассамблее ООН в 1971 проект «Договора о Луне». На основе этого проекта Юридич. подкомитет *Комитета ООН по использованию космического пространства в мирных целях* в 1972—79 подготовил текст С. о Л., к-рый был принят Ген. Ассамблеей ООН 5.12.1979. С. состоит из преамбулы и 21 ст.

Соглашение подтверждает и развивает осн. положения *Договора о космосе 1967*. В нём указывается, что Луна и др. небесные тела используются исключительно в мирных целях и вся деятельность на них осуществляется в соответствии с междунар. правом (в частности, с Уставом ООН) в интересах поддержания мира и безопасности и поощрения междунар. сотрудничества и взаимопонимания (ст. II). На Луне и др. небесных телах запрещается угроза силой или применение силы, любые враждебные действия или угроза их совершения. Участники обязываются не устанавливать и не испытывать оружие массового уничтожения (включая ядерное) на поверхности или в недрах Луны и др. небесных тел и не выводить на орбиту вокруг них объекты с таким оружием; запрещаются также создание воен. баз и укреплений, испытание любых типов оружия и проведение воен. манёвров (ст. III).

Соглашение устанавливает, что исследование и использование Луны и др. небесных тел — достояние всего человечества и осуществляется в интересах и на благо всех стран, независимо от степени их экономич. или науч. развития (ст. IV). На Луне и др. небесных телах провозглашается свобода науч. исследований в любом месте их поверхности или недр без какой бы то ни было дискриминации, на основе равенства (ст. VI). Гос-ва имеют право размещать на этих объектах свой персонал, КА, станции и сооружения (ст. VIII). При этом, однако, одни гос-ва не должны создавать помех для деятельности др. гос-в и препятствовать свободному доступу их персонала, аппаратов и оборудования во все р-ны данного небесного тела (ст. IX).

Соглашение рассматривает любого человека, находящегося на Луне или др. небесном теле, как космонавта, т. е. посланца человечества в космосе, и обязывает гос-ва принимать все возможные меры для охраны его жизни и здоровья (ст. X). Для поддержания жизнедеятельности своих экспедиций при проведении науч. исследований гос-ва могут использовать обнаруженные на Луне или др. небесных телах минеральные и др. вещества, образцы к-рых могут быть вывезены и оставлены в распоряжении гос-в, обеспечивших их сбор (ст. VI).

Осуществляя исследование и использование Луны и др. небесных тел, гос-ва обязаны принимать меры для предотвращения как нарушения сформировавшегося равновесия их среды, в особенности её вредоносного загрязнения, так и неблагоприятных последствий на Земле вследствие доставки внеземного вещества или иным путём (ст. VII). Соглашение определяет порядок представления гос-вами информации о своей деятельности (ст. V), меры на случай возникновения чрезвычайных и аварийных ситуаций (ст. XII и XIII), порядок проведения консультаций между гос-вами-участниками по вопросам выполнения их обязательств (ст. XV).

Особое место в С. о Л. занимает ст. XI, касающаяся правового статуса Луны и др. небесных тел и их природных ресурсов. В ней впервые в междунар. праве Луна и др. небесные тела объявлены «общим наследием человечества». Статья — результат сложного компромисса между позициями гос-в, считавших преждевременным разрабатывать к.-л. нормы относительно правового статуса природных ресурсов небесных тел на совр. этапе развития космонавтики (в сов. проекте такие нормы отсутствовали), и гос-в, настаивавших на включении в С. о Л. прямого заявления о том, что небесные тела и их природные ресурсы являются «общим наследием человечества» и что эксплуатация таких ресурсов должна регулироваться соответствующим междунар. режимом. В статье сформулированы осн. цели возможного междунар. режима: упорядоч. и безопасное освоение и рациональное регулирование природных ресурсов Луны и др. небесных тел, расширение возможностей в деле их использования, справедливое распределение между гос-вами — участниками Соглашения благ, получаемых от этих ресурсов, с особым учётом интересов и нужд развивающихся стран, а также усилий тех стран, к-рые прямо или косвенно внесли свой вклад в исследование Луны или др. небесного тела. Указывается также, что поверхность и недра Луны и др. небесных тел или их природные ресурсы «там, где они находятся» (т. е. залежи), не могут быть собственностью к.-л. гос-в, юридических или физических лиц.

С. о Л. открыто для подписания в Нью-Йорке, его участниками могут стать все гос-ва. Депозитарий С. о Л.— Ген. секретарь ООН. *Б. Г. Майорский.*

СОЗВЕ́ЗДИЯ — см. *Звёздное небо Земли*.

СО́ЛНЕЧНАЯ АКТИ́ВНОСТЬ — совокупность нестационарных явлений на Солнце: *солнечные пятна*, *факелы*, флоккулы, хромосферные вспышки, *протуберанцы*, возмущённые области в *солнечной короне*, изменяющееся во времени радиоизлучение Солнца, вариации излучения в УФ и рентгеновской областях спектра, вариации корпускулярного излучения и т. п. Эти явления тесно связаны между собой и обычно проявляются вместе в нек-рой области Солнца, наз. активной областью, или центром активности С. а. характеризуется разл. индексами, из к-рых наиболее употребительны относит. числа солнечных пятен, или числа Вольфа. Ср. годовое число всех описанных явлений и их интенсивность (уровень С. а.) изменяется со ср. периодом в 11,1 года. Найдены и более длинные периоды изменения С. а.— 80 лет и более. Циклы С. а. накладываются друг на друга. При смене цикла изменяется полярность магнитного поля головного (западного) пятна группы пятен, так что правильнее говорить о 22-летнем цикле С. а.: каждый чётный (по принятой нумерации) цикл образует пару со следующим нечётным. Уровень С. а. влияет на состояние разл. слоёв земной атмосферы, на ионосферу и распространение коротких радиоволн, на свечение ночного неба, на биосферу. Корпускулярные потоки, идущие от Солнца, приводят к возникновению *магнитных бурь* и *полярных сияний*, а также могут оказать *радиационное воздействие* на КА. Активная область существует от 1 до 3—4 мес, образование её вызвано, возможно, действием магнитного поля. Сильными магнитными полями (до неск. десятков тыс. А/м) всегда обладают солнечные пятна. Активные области испускают потоки корпускул. Вблизи орбиты Земли концентрации частиц в этих потоках составляют от неск. частиц до неск. десятков частиц в 1 см³, а скорость 300—1000 км/с.

В активных областях хромосферы наблюдаются иногда хромосферные вспышки. В короне над активной областью образуются корональные конденсации (темп-ра до 10^7 К, электронная концентрация $\sim 10^{10}$ см$^{-3}$, высота над фотосферой ок. 0,1 радиуса Солнца), а свечение корональных линий усиливается. Активные области характеризуются усилением излучения в рентгеновской и УФ областях спектра, также исходящего из солнечной короны. Иногда в понятие С. а. включают влияние процессов, про-

исходящих на Солнце, на состояние земной ионосферы, на прохождение коротких радиоволн, а также такие явления, как свечение ночного неба, магнитные бури, полярные сияния и т. п.

Обнаружение земных проявлений С. а. и её воздействия на КА привели к организации систематич. наблюдений Солнца (*Служба Солнца*), к попыткам прогноза С. а., возникновения вспышек и т. п.

Ниже приведены среднегодовые значения чисел Вольфа начиная с 1957:

1957	190	1966	47	1975	16
1958	185	1967	94	1976	13
1959	159	1968	106	1977	32
1960	112	1969	106	1978	91
1961	54	1970	105	1979	155
1962	38	1971	67	1980	209
1963	28	1972	69	1981	140
1964	10	1973	38	1982	116
1965	15	1974	36	1983	67

Э. Е. Дубов.

СО́ЛНЕЧНАЯ БАТАРЕ́Я (СБ) — источник электрической энергии в *системе энергопитания* КА, состоящий из полупроводниковых *фотоэлектрических преобразователей* (ФЭП) и несущей конструкции, на к-рой укрепляются преобразователи. Представляет собой большое кол-во последовательно-параллельно соединённых ФЭП. Такое соединение обеспечивает необходимые напряжение и силу тока. Обычно ФЭП скрепляют внахлёст, что одновременно обеспечивает их последовательное электрич. соединение.

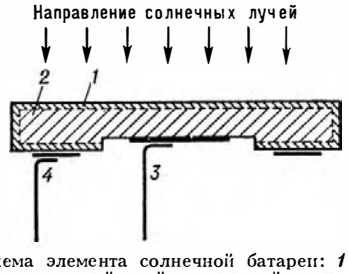


Схема элемента солнечной батареи: *1* — поверхностный слой — кремний с проводимостью *n*-типа; *2* — монокристаллический кремний с проводимостью *p*-типа; *3*, *4* — электроды

Эдс отдельного ФЭП не зависит от его площади и равна 0,5—0,55 В; ток короткого замыкания составляет 35—40 мА на 1 см² площади ФЭП. Ток СБ зависит от условий освещённости и достигает максимума при перпендикулярном падении солнечных лучей на поверхности СБ. Ср. кпд совр. СБ 8—10%, что соответствует мощности ~ 130 Вт на 1 м² площади (при расстоянии КА от Солнца ~ 150 млн. км). С ростом темп-ры (св. 25 °С) происходит уменьшение кпд СБ за счёт снижения напряжения ФЭП. Рабочая темп-ра колеблется, как правило, в пределах от —30 до 70 °С, в зависимости от внеш. тепловых потоков, воздействующих на СБ. В качестве несущей конструкции СБ используется часть наружной поверхности КА или раскрывающиеся жёсткие панели. Для эффективной работы СБ необходима ориентация их на Солнце с погрешностью 10—15°. При использовании жёстких панелей это достигается, как правило, при развороте самого КА; применяются также автономные электромеханич. системы ориентации СБ (напр., на ИСЗ «Метеор»). При этом панели СБ выполняются подвижными относительно КА. Применяются также неориентируемые СБ, ФЭП к-рых располагаются на корпусе КА или на выносных панелях так, чтобы обеспечить необходимую электрич. мощность при любой произвольной ориентации КА. Масса 1 м² СБ 7—10 кг, из них ~ 40% приходится непосредственно на массу ФЭП. Разрабатываются облегчённые конструкции гибких панелей СБ на основе плёночных ФЭП, свёрнутых в рулон при выводе на орбиту и разворачивающихся в космосе. Мощность СБ может достигать неск. десятков и даже сотен кВт. СБ обеспечивают электропитание бортовой аппаратуры обычно совместно с аккумуляторной батареей. Изучаются несколько проектов СБ, к-рые, находясь на стационарной орбите, будут обеспечивать электроэнергией наземных потребителей. Ожидаемая мощность таких СБ 50 ГВт.

Продолжительность работы СБ зависит от *эрозии метеорной*, ухудшающей оптич. коэф. её поверхности, воздействия радиац. излучения, понижающего фотоэдс ФЭП (гл. обр. при полёте в *радиационном поясе Земли* и в результате *солнечных вспышек*), и воздействия термич. ударов, являющихся следствием глубокого охлаждения СБ на затенённых и нагрева на освещённых участках полёта и разрушающих электрич. коммутацию и узлы крепления ФЭП. Используются эффективные меры защиты СБ от *радиационного воздействия* и воздействия солнечных вспышек — защитные прозрачные покрытия, легирующие добавки в материал ФЭП и др. Разработаны СБ, допускающие многократное охлаждение их до темп-ры — 150 °С без существенного снижения мощности. Продолжительность работы СБ достигает неск. лет.

СБ применены в качестве осн. источника электрич. энергии в составе систем энергопитания многих КА: «Космос», «Молния», «Метеор», «Протон», «Эксплорер», «ТИРОС», «Нимбус», «АТС», «ОГО», «ОСО», «ОАО», «Венера», «Марс», «Зонд», «Маринер», «Пионер», «Сервейор», «Рейнджер», «Союз», «Салют», «Скайлэб» и др.

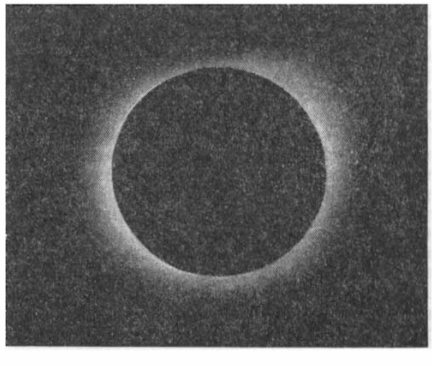
С. А. Худяков, В. А. Никитин.

СО́ЛНЕЧНАЯ ВСПЫ́ШКА, хромосферная вспышка — внезапное и сравнительно кратковременное (от нескольких минут до нескольких часов) увеличение яркости отдельных участков хромосферы *Солнца*. Лучше всего С. в. наблюдаются в свете водородной линии H_α (серия Бальмера; ~ 656 нм), но наиболее яркие из С. в. видны иногда и в белом свете. Площадь С. в. может достигать 10^{15} м². Обычно С. в. появляются вблизи *солнечных пятен* в активных областях (см. *Солнечная активность*) с магнитным полем сложной конфигурации и сопровождаются выделением большого кол-ва энергии (до 10^{24}—10^{25} Дж), т. е. С. в. является самым мощным проявлением солнечной активности. Считают, что энергия С. в. первоначально запасается в магнитном поле, а затем быстро высвобождается, что приводит к локальному нагреву и ускорению протонов и электронов, вызывающих, в свою очередь, дальнейший разогрев газа, его свечение в различных участках спектра электромагнитного излучения Солнца, образование ударной волны. Осн. часть энергии С. в. (~ 90%) приходится на УФ и рентгеновское излучения. Остальная часть идёт на генерацию радио- и оптич. излучений, а также солнечных космич. лучей. Иногда наблюдаются всплески рентгеновского излучения и без усиления свечения в хромосфере. Нек-рые вспышки сопровождаются особенно сильными потоками энергичных частиц (космич. лучей солнечного происхождения). Для КК и орбит. станций эти явления особенно опасны, т. к. энергичные космич. лучи порождают в оболочке КА *тормозное излучение* в дозах, к-рые могут оказаться опасными для космонавтов. Прогнозирование С. в. и информация о них — одна из задач Службы Солнца.

СО́ЛНЕЧНАЯ КОРО́НА — самая внешняя и наиболее разрежённая часть солнечной атмосферы (см. *Солнце*). С. к. наблюдается как серебристо-жемчужное сияние, окружающее закрытый Луной диск Солнца во время полных солнечных затмений; она простирается на большие расстояния (неск. солнечных радиусов), постепенно переходя в *солнечный ветер*. Внутр. часть С. к. наблюдают также и при отсутствии затмений при помощи телескопов особой конструкции — т. н. внезатменных коронографов. С. к. имеет лучистую структуру, к-рая дополняется сложной и довольно быстро изменяющейся системой корональных дуг, шлемов и опахал. Общая форма С. к. изменяется с течением 11-летнего цикла *солнечной активности*: во время максимума корона почти круглая, в минимуме — вытянута на экваторе Солнца (см. рис.). Поверхностная яркость С. к. у края солнечного диска примерно в миллион раз меньше яркости центра солнечного диска и быстро уменьшается с удалением от Солнца.

Большая часть видимого излучения С. к. образуется в результате рассеяния света солнечной фотосферы свободными электронами (К-компонента коронального излучения). Это излучение плоско поляризовано. Внутр. корона излучает также в отд. спектральных линиях, принадлежащих многократно ионизованным атомам железа, кальция, никеля и др. Таких корональных линий известно ~ 30. Собств. излучение короны в линиях образует L-компоненту. Во внеш. короне наблюдается свечение, физически не имеющее отношения к солнечной атмосфере и обусловленное рассеянием солнечного излучения пылинками межпланетной среды. Это излучение, наз. F-компонентой (фраунгоферовой короной), отличается от излучения К-компоненты присутствием в нём обычных линий поглощения солнечного спектра.

Солнечная корона, сфотографированная во время солнечного затмения 15 февраля 1961



В образовании коронального излучения над активными областями и *солнечными вспышками* существ. роль играют магнитные поля С. к. Существование магнитных полей и большая проводимость ионизованного газа С. к. сильно повышают роль электромагнитных процессов в ней. Магнитное поле определяет в конечном счёте структуру наблюдаемых деталей С. к.

Радиоизлучение С. к. состоит из тепловой и быстроменяющейся (спорадич.) компонент. Генерация нек-рых типов спорадич. радиоизлучения связана с прохождением через С. к. быстрых частиц или газовых облаков, выбрасываемых из активных областей. При солнечных вспышках радиоизлучение и рентгеновское излучение С. к. сильно возрастают.

Темп-ра С. к. превосходит 10^6 К и медленно понижается наружу, поэтому степень ионизации вещества в ней весьма велика. Темп-ра С. к. определяется балансом энергии, поступающей снизу в виде волн разл. типа, и энергии, уходящей из короны вследствие излучения и др. видов потерь (солнечный ветер, перенос энергии вниз из-за теплопроводности и др.). Над активными областями в С. к. образуются корональные конденсации, более горячие ($5 \cdot 10^6$ К) и более плотные (до 10^{10} электронов в 1 см^3), чем окружающее вещество, к-рые являются осн. источником рентгеновского излучения и частично радиоизлучения С. к.

М.Н. Стоянова.

СО́ЛНЕЧНАЯ ПОСТОЯ́ННАЯ — поток солнечного излучения вне атмосферы Солнца, проходящий через единичную площадку, перпендикулярную солнечным лучам, в единицу времени. Значение С. п. зависит от расстояния до Солнца; на расстоянии, равном радиусу орбиты Земли, С. п. равна (1373 ± 20) Вт/м^2.

СО́ЛНЕЧНАЯ СИСТЕ́МА — система небесных (космических) тел, состоящая из *Солнца*, 9 больших планет (*Меркурий*, *Венера*, *Земля*, *Марс*, *Юпитер*, *Сатурн*, *Уран*, *Нептун* и *Плутон*), *спутников планет*, приблизительно 100 000 *малых планет* (астероидов), примерно 10^{11} *комет*, а также множества мелких, т. н. *метеорных тел* (поперечником от 100—500 м до ничтожно малых пылинок). Ср. расстояние от Солнца до самой далёкой от него планеты составляет ~ 40 а. е., т. е. 6 млрд. км, что очень мало по сравнению с расстоянием до ближайшей звезды ($\sim 2{,}7 \cdot 10^5$ а. е.). Только кометы удаляются от Солнца на 10^5 а. е., и на их движении сказывается притяжение ближайших звёзд.

Солнце занимает центральное положение в С. с., т. к. его масса примерно в 750 раз превосходит суммарную массу всех остальных тел С. с., так что центр масс С. с. находится в недрах Солнца. Хотя планеты в тысячи и миллионы раз меньше Солнца по массе, они являются гл. членами С. с. (кроме самого Солнца), т. к. даже суммарная масса всех малых планет и комет меньше массы Земли.

Все большие планеты обращаются вокруг Солнца в одном направлении (в направлении осевого вращения самого Солнца) по почти круговым орбитам, плоскости к-рых мало наклонены друг к другу и к солнечному экватору (сведения о планетных орбитах, а также о самих планетах см. в статьях об отд. планетах). Расстояния больших планет от Солнца образуют закономерную последовательность: расстояния между соседними орбитами возрастают с удалением от Солнца. Эти закономерности движения планет в сочетании с их делением на две группы по физ. свойствам указывают на то, что С. с. не является случайным собранием космич. тел, а возникла в едином процессе. Поэтому изучение любого из тел С. с. проливает свет на происхождение всей С. с., а вместе с тем и на происхождение, эволюцию и совр. строение нашей Земли.

Благодаря круговой форме планетных орбит и большим расстояниям между ними исключена возможность такого их сближения, при к-ром планеты могли бы существенно изменять своё движение в результате взаимных притяжений (существующее взаимодействие планет является одной из причин их *возмущённого движения*). Это обеспечивает длит. устойчивость планетных движений.

Все малые планеты также обращаются вокруг Солнца в том же направлении, что и большие планеты, но их орбиты, как правило, заметно вытянуты и наклонены к плоскости эклиптики.

Большинство комет движется по всевозможным направлениям по орбитам, близким к параболическим. Часть комет обладает вытянутыми орбитами поперечником в десятки и сотни а. е. У этих комет, наз. периодическими, преобладают прямые движения.

Планеты вращаются вокруг своей оси, причём у всех планет, кроме Венеры и Урана, вращение происходит в прямом направлении, г. е. в том же направлении, что и обращение вокруг Солнца. Венера чрезвычайно медленно вращается в обратном направлении, а ось вращения Урана лежит почти в плоскости эклиптики.

Большинство спутников обращается вокруг своих планет в том же направлении, в к-ром происходит осевое вращение планеты. Орбиты таких спутников обычно почти круговые и лежат вблизи плоскости экватора планеты, образуя как бы уменьшенное подобие планетной системы. Таковы, напр., система спутников Урана, система гл. спутников Юпитера. Обратными движениями обладают спутники, расположенные далеко от планеты.

Физическая природа тел С. с. Солнце является звездой, т. е. раскалённым плазменным шаром, к-рый благодаря непрерывному протеканию термоядерных реакций в его недрах сохраняет высокую темп-ру, несмотря на мощное излучение с поверхности. У всех остальных тел С. с. поверхность холодная, и они видны лишь вследствие отражения их поверхностью излучения Солнца.

Планеты делятся на две группы, отличающиеся по массе, хим. составу (это проявляется в их различной плотности), частоте вращения и числу спутников. Четыре внутр. планеты С. с.— планеты земной группы — невелики, состоят из плотного каменистого вещества и металлов. Планеты-гиганты — Юпитер, Сатурн, Уран и Нептун — гораздо массивнее, состоят в осн. из лёгких веществ (водорода, гелия, метана и др.) и потому, несмотря на огромное давление в их недрах, имеют малую ср. плотность. Недра планет и нек-рых крупных спутников находятся в раскалённом состоянии. У планет земной группы и спутников из-за малой теплопроводности наружных слоёв внутр. теплота очень медленно просачивается наружу и не оказывает заметного влияния на темп-ру поверхности. У газо-жидких планет-гигантов конвекция в их недрах приводит к заметному потоку тепловой энергии из недр, превосходящему поток, получаемый от Солнца этими далёкими от него планетами.

Венера, Земля и Марс обладают атмосферами, состоящими из газов, выделившихся из их недр. У планет-гигантов атмосферы представляют собой непосредств. продолжения их недр; эти планеты не имеют, по-видимому, твёрдой или жидкой поверхности. С ростом глубины атмосферные газы постепенно переходят в конденсированное состояние.

Малые планеты расположены на стыке двух групп больших планет. По своему составу они относятся к планетам земного типа. Вещество малых планет (и их обломков — метеорных тел) гораздо меньше, чем вещество планет, изменилось со времени образования С. с. Ядра комет по своему хим. составу родственны планетам-гигантам. Считается, что ядра комет, а также многие малые планеты и метеориты являются наилучшими образцами допланетного вещества С. с. Поэтому, наряду с полётами КА к планетам, производится их посылка к малым планетам и кометам.

Измерения возраста метеоритов (по содержанию радиоактивных элементов и продуктов их распада) показали, что они, а следовательно, и вся С. с. существуют ок. 4,6 млрд. лет.

СО́ЛНЕЧНАЯ ЭНЕРГЕТИ́ЧЕСКАЯ УСТАНО́ВКА (СЭУ) — источник электрической энергии, в к-ром преобразование солнечной энергии в электрическую осуществляется с помощью *концентратора солнечной энергии* и статических или динамических преобразователей. В *системах энергопитания* КА в качестве преобразователей в СЭУ могут быть использованы как статич. *термоэлектрические преобразователи* и *термоэмиссионные преобразователи*, так и динамич. преобразователи с электромашинным генератором (см. *Электромашинная энергетическая установка*). Нагрев тепловоспринимающих элементов термоэлектрич. или термоэмиссионных преобразователей осуществляется в СЭУ непосредственно концентрированной солнечной энергией. При применении динамич. преобразователей приёмник выполняет роль котла, снабжающего тепловой энергией контур, в к-ром происходит преобразование энергии. Отличит. особенность СЭУ — необходимость ориентации оси концентратора солнечной энергии на Солнце с высокой точностью (погрешность 0,1—0,5°). Кпд СЭУ зависит от кпд преобразователя, точности ориентации установки на Солнце, точности изготовления концентратора, качества его отражающей поверхности и составляет 5—15% (при использовании статич. преобразователей) и 15—25% (при использовании динамич. преобразователей).

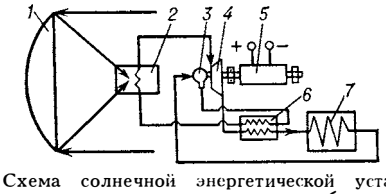


Схема солнечной энергетической установки с динамическим паротурбинным преобразователем: *1* — концентратор солнечной энергии; *2* — котёл; *3* — насос; *4* — турбина; *5* — электрогенератор; *6* — теплообменник; *7* — холодильник-излучатель

Иногда в СЭУ рационально использование теплового аккумулятора, накап-

ливающего избыток тепловой энергии на освещённых участках траектории КА и отдающего её при отсутствии освещённости, что обеспечивает непрерывную работу установки. В качестве теплоаккумулирующего вещества для рабочих темп-р 900—1100 К в установках с динамич. преобразователями могут использоваться фторид или гидрид лития (уд. теплота плавления на ед. массы соответственно ~ 1 и ~ 3 кДж/кг). При более высоких темп-рах (до 2000 К) в СЭУ с термоэмиссионными преобразователями используют тепловые аккумуляторы на основе боргидридов и силицидов металлов. СЭУ находятся в стадии экспериментально-технологич. отработки разл. элементов. СЭУ могут найти применение в системах энергопитания разл. КА, движущихся по орбитам, не слишком удалённым от Солнца.

СО́ЛНЕЧНО-СИНХРО́ННАЯ ОРБИ́ТА — орбита, при движении по к-рой проекция вектора кинетического момента ИСЗ на плоскость эклиптики составляет с вектором Солнце — Земля нек-рый постоянный во времени угол. При этом движение плоскости орбиты синхронизовано с вращением Земли вокруг Солнца, т. е. плоскость поворачивается с угловой скоростью ок. 1 градуса в 1 сут (точнее 0,9856 градуса в 1 сут). Поворот плоскости орбиты (прецессия) вызывается в осн. влиянием на движение ИСЗ нецентральности *гравитационного поля Земли*. Значение угловой скорости прецессии зависит от наклонения орбиты и её фокального параметра. Для круговых орбит угловая скорость прецессии определяется наклонением и расстоянием орбиты от центра Земли или высотой орбиты. Напр., при высоте круговой орбиты над поверхностью Земли 300 км для получения С.-с. о. необходимо обеспечить наклонение 97°, при высоте орбиты 1000 км — наклонение 99°, при высоте 3000 км — наклонение 113° и т. д. С.-с. о. интересны тем, что условия освещённости подспутниковой полосы поверхности Земли остаются неизменными в течение длит. периода. В эту полосу из-за суточного вращения Земли попадают разл. участки земной поверхности, но картина изменения высоты Солнца над ними повторяется от витка к витку. Требуемые условия освещённости обеспечиваются соответствующим выбором момента запуска спутника, к-рым и определяется положение его плоскости орбиты относительно направления на Солнце.

СО́ЛНЕЧНО-ЭЛЕКТРИ́ЧЕСКАЯ РАКЕ́ТНАЯ ДВИ́ГАТЕЛЬНАЯ УСТАНО́ВКА — ДУ, содержащая *электрический ракетный двигатель* и питающую его *солнечную энергетическую установку*.

СО́ЛНЕЧНЫЕ ПЯ́ТНА — тёмные образования на поверхности *Солнца*. С. п. состоят обычно из тёмного ядра и окружающей его полутени. Диаметр С. п. может достигать 200 тыс. км. Темп-ра в С. п. на 1000—1200 К ниже, чем в окружающей атмосфере Солнца. С. п. обладают значит. магнитными полями, достигающими 10^5—10^6 А/м, причём напряжённость поля прямо пропорциональна $D^{1/2}$, где D — диаметр пятна. С. п. существуют от неск. сут до неск. мес, обычно объединяясь в группы. Кол-во С. п. изменяется с циклом *солнечной активности*.

СО́ЛНЕЧНЫЙ ВЕ́ТЕР — поток квазинейтральной плазмы, непрерывно испускаемой *Солнцем*. Указания на наличие потоков плазмы в межпланетной среде были получены ещё до начала космич. экспериментов на основе многочисл. наблюдавшихся фактов, к к-рым относятся *магнитные бури*, *полярные сияния*, вариации космич. лучей, аномальная ионизация и направленность от Солнца газовых кометных хвостов, а также поляризация *зодиакального света*. Непосредств. экспериментальные доказательства существования С. в. получены при исследованиях, выполненных с помощью электростатич. анализаторов и ловушек заряж. частиц на КА с очень вытянутыми орбитами. КА позволили изучить свойства С. в. в области между орбитами Сатурна и Меркурия вблизи плоскости эклиптики; в др. областях Солнечной системы С. в. изучается с помощью косвенных методов (радиометоды, оптич. наблюдения и т. п.).

По данным разл. методов, радиус гелиосферы, т. е. области, заполненной С. в., лежит в пределах 10—40 а. е. Совокупность экспериментов даёт следующие ср. значения макроскопич. параметров невозмущённого С. в. на орбите Земли в период минимума солнечной активности: конвективная скорость 300—400 км/с, поток протонов ~ $2\cdot10^{12}$ м$^{-2}\cdot$с$^{-1}$, их концентрация ~ 10^7м$^{-3}$, ср. темп-ра $5\cdot10^4$—$5\cdot10^5$ К. Плотность кинетической энергии С. в. ~ $7\cdot10^{-10}$ Дж/м^3, плотность энергии теплового движения частиц ~ $2\cdot10^{-11}$ Дж/м^3. Плотность энергии межпланетного магнитного поля ~ 10^{-11} Дж/м^3, что с учётом высокой электрич. проводимости межпланетной плазмы означает «вмороженность» межпланетного магнитного поля в плазму, т. е. магнитные силовые линии переносятся плазмой. Ср. направление С. в. несколько отличается от радиального и составляет 1,5° к востоку от Солнца, что соответствует азимутальной компоненте скорости С. в. ~ 10 км/с.

Усреднённые характеристики межпланетной плазмы С. в. описываются гидродинамич. моделью непрерывного сверхзвукового расширения *солнечной короны*, на основе данных наблюдений за к-рой и возникла эта модель. Модель существенно отличается от более ранних, к-рые предполагали либо спорадич. появление корпускулярных потоков от Солнца, либо гидростатич. равновесие солнечной короны. Высокая темп-ра короны, равная $1\cdot10^6$—$2\cdot10^6$ К, обусловливает её сверхзвуковое расширение. Это означает, что сверхзвуковое истечение плазмы характерно только для звёздных атмосфер типа солнечных. Сверхзвуковые скорости потока создаются совместным действием гравитац. поля Солнца, сферич. расходимости потока и низким давлением межзвёздной среды. По оценкам, приток энергии в корону ~ 300 Дж/(м$^2\cdot$с), большая часть к-рой отражается в атмосферу; радиац. потери в короне составляют ~ 5 Дж/(м$^2\cdot$с), нагретый С. в. уносит с собой 30 Дж/(м$^2\cdot$с). Фактически С. в. термостатирует корону, поддерживая её темп-ру в пределах $1\cdot10^6$—$2\cdot10^6$ К.

На расстояниях больше неск. солнечных радиусов плазма становится бесстолкновительной, т. е. длина пробега частицы до столкновения сравнима с а. е., что приводит к микроскопич. эффектам, не характерным для идеальной жидкости. Для обеспечения темп-р, наблюдаемых на орбите Земли, необходимо привлечь механизмы нетеплового нагрева плазмы. В бесстолкновительной плазме темп-ры ионов и электронов могут различаться, и фактически С. в. оказывается смесью двух жидкостей — электронной и протонной. Электроны на больших расстояниях от Солнца должны иметь более высокую темп-ру по сравнению с ионами, т. к. они более легко диффундируют вдоль силовых линий магнитного поля, а ионы эффективно охлаждаются при адиабатическом расширении. Давление плазмы С. в. перестаёт быть изотропным на расстояниях более 20 радиусов Солнца, и направление анизотропии определяется наличием выделенного направления межпланетного магнитного поля.

Экспериментально установлено, что темп-ра электронов С. в. составляет ~ $1\cdot10^5$—$1{,}5\cdot10^5$ К, для протонов эта величина имеет значение $5\cdot10^4$—$5\cdot10^5$ К. Распределение темп-ры электронов относительно магнитного поля почти изотропно, тогда как для протонов темп-ра вдоль поля вдвое больше, чем в перпендикулярном направлении. Полагают, что степень анизотропии давления протонов С. в. регулируется неустойчивостями различного типа, возникающими в неоднородной плазме. При развитии неустойчивости генерируются электрич. и магнитные волны, к-рые взаимодействуют с частицами плазмы. В результате такого взаимодействия поперечные и продольные компоненты скорости частиц изменяются. Такого рода волны могут также приводить к нагреву плазмы. Последоват. теория кинетич. свойств плазмы С. в. находится в стадии развития.

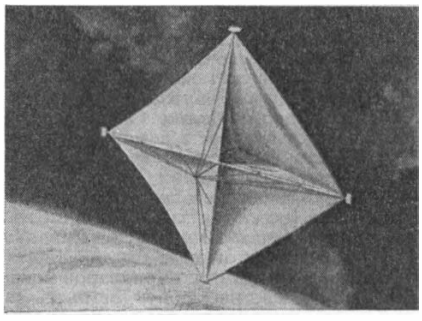
Хим. состав С. в. подробно изучен в области между Меркурием и Марсом. В экспериментах, выполненных на ИСЗ, были зарегистрированы ионы элементов от водорода до железа. Наиболее распространёнными в С. в. оказываются самые лёгкие элементы — водород и гелий. Плотность ионов водорода (протонов) колеблется в пределах от 10^6 м$^{-3}$ до $3\cdot10^7$ м$^{-3}$. Отношение кол-ва ионов двукратно ионизованного гелия (α-частиц) к кол-ву протонов в С. в. находится в пределах 0,0025—0,25. Абс. поток α-частиц, измеренный в условиях спокойного Солнца в период максимума 11-летнего цикла, колебался в пределах $6{,}3\cdot10^{10}$—$8{,}2\cdot10^{10}$ м$^{-2}\cdot$с$^{-1}$. Отношение кол-ва гелия к кол-ву кислорода изменяется от 20 до 400. В среднем (по данным ИСЗ) в С. в. получена след. относит. распространённость элементов H : He : O : Si : Fe = = 5000 : 150 : 1,00 : 0,21 : 0,17. Распространённость благородных газов в С. в. по сравнению с гелием такова: He/Ne ≈ ≈ 400—600; He/Ar ≈ 100—200; криптона и ксенона в 10^6 раз меньше, чем гелия. Получено, что состав газовой компоненты С. в. идентичен изотопному составу газов поверхностных лунных пород. Отношения ^{4}He/^{3}He ≈ 2000—3000; ^{20}Ne/^{22}Ne ≈ ≈ 11—13; ^{40}Ar/^{36}Ar ≈ 1,1; ^{36}Ar/^{38}Ar ≈ ≈ 5,3. Относит. содержание элементов в С. в., измеренное экспериментально, соответствует распространённости элементов в солнечной короне, полученной в расчётах, выполненных для темп-р $1\cdot10^6$—$2\cdot10^6$ К с учётом различной степени ионизации атомов. С точки зрения таких расчётов пока остаётся необъяснимым наличие небольшого кол-ва ионов однократно ионизованного гелия ($^4He^+$: $^{16}O^{+6}$ ≈ 1 : 25) в С. в. Предполагают, что ионы $^4He^+$ могут образовываться либо вследствие фотоионизации межзвёздного гелия, либо при перезарядке протонов и α-частиц на атомах нейтрального межпланетного водорода и гелия, либо при фотоионизации нейтрального межпланетного гелия.

На наличие нейтральных водорода и гелия в С. в. указывают нек-рые оптич. измерения, а также измерения с помощью электростатич. анализаторов вблизи Марса. Предполагают, что разрежённое облако нейтрального водорода и гелия в межпланетной среде частично может образовываться за счёт перезарядки С. в. на атомах атмосферы планет со слабым магнитным полем (Марс), а также за счёт проникновения холодного межзвёздного водорода и гелия в гелиосферу. Не исключается возможность нагрева нейтральных атомов на границе гелиосферы. Др. модель происхождения нейтральных атомов в межпланетной среде заключается в ионизации С. в. на частицах межпланетной пыли. При этом ^{4}He и холодный ^{1}H оказываются захваченными на замкнутых орбитах и вращаются вокруг Солнца, быстрые атомы ^{1}H уносятся С. в. от Солнца. По этим моделям концентрация нейтрального водорода на расстоянии 1 а. е. от Солнца лежит в пределах 0,8—6000 м$^{-3}$, гелия — 0,06—500 м$^{-3}$, что не противоречит результатам измерений.

Можно считать, что С. в. определяет динамич. процессы в межпланетной среде. Эксперименты показывают, что стабильное невозмущённое состояние С. в. достаточно часто нарушается. В этих случаях действуют динамич. процессы, отличные от сферически-симметричного коронального расширения, не зависящего от времени. Для таких процессов важны временные вариации и пространственные градиенты параметров С. в. Осн. типами вариаций оказываются межпланетные ударные волны после *солнечных вспышек* и рекуррентные потоки плазмы, связанные с секторной структурой межпланетного поля. Характерные времена для первого типа 1,5—2 сут, для второго — ок. недели. Для ударных волн характерны скачкообразные изменения параметров плазмы: плотность увеличивается в 2 раза, скорость — на 20—30%, темп-ра — на 20—40%, магнитное поле — в 2 раза. За фронтом ударной волны скорость и плотность С. в. также нарастают, что свидетельствует о длительном процессе расширения плазмы при вспышках. В таких случаях содержание гелия в С. в. существенно увеличивается и может достигать 20—25% по отношению к водороду. В рекуррентных потоках не наблюдается повышенного содержания гелия, и изменения параметров С. в. носят плавный характер. Обнаружены также временные вариации С. в. в течение 11-летнего цикла солнечной активности. В период максимума 11-летнего цикла в среднем направленная скорость плазмы на 10—30% больше, а плотность в 1,5—2 раза меньше, чем в период минимума. Проведённые эксперименты позволяют говорить о пространственном градиенте параметров С. в. При удалении от Солнца наблюдается тенденция к уменьшению кинетич. энергии и темп-ры частиц. На орбите Марса темп-ра электронов в 3—4 раза, а концентрация в 7,5—10 раз меньше, чем на орбите Земли, концентрация частиц в С. в. убывает с расстоянием r от Солнца как $1/r^2$. Для Земли взаимодействие С. в. с геомагнитным полем приводит к комплексу геофизич. явлений: магнитным и ионосферным возмущениям, полярным сияниям и т. д.

СО́ЛНЕЧНЫЙ ДА́ТЧИК — см. *Датчик солнечный*.

СО́ЛНЕЧНЫЙ ПА́РУС — устройство с тонкой плёнкой-парусом для перемещения КА давлением солнечного излучения. На орбите Земли это давление составляет ~ 4,5 мкПа (для абсолютно поглощающей поверхности) и уменьшается с удалением от Солнца пропорционально квадрату расстояния. Значение тяги С. п. пропорционально его размерам и зависит также от его ориентации по отношению к солнечному излучению и отражат. способности поверхности. Ввиду частичного отражения излучения результирующий вектор тяги в общем случае не совпадает с направлением падающих лучей. 4 солнечных стабилизатора в виде натянутых на каркасы алюминизиров. полимерных плёнок размером 0,65 м^2 использовались для точной стабилизации КА «Маринер-4» по тангажу и курсу. Допустимую рабочую темп-ру плёнки и стойкость полимерного материала в условиях солнечной радиации на расстоянии от Солнца 1—0,25 а. е. предполагается обеспечить, покрыв плёнку с освещённой стороны алюминием (коэф. отражения 0,85) и с теневой — хромом (коэф. излучения 0,40). Идея использования солнечного излучения высказана Б. Красногорским (1913), изучалась Ф. А. Цандером и др.



Солнечный парус 4-угольной формы (проект)

СО́ЛНЕЧНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ, солнечный термический ракетный двигатель, гелиотермический ракетный двигатель — *ракетный двигатель*, в к-ром нагрев рабочего тела (водорода) происходит за счёт солнечной энергии; образующийся высокотемпературный газ истекает из реактивного сопла, создавая тягу. На современном этапе развития космонавтики идея С. р. д. считается мало перспективной: для работы С. р. д. необходимы крупногабаритные *концентраторы солнечной энергии* (зеркала), тяговооружённость ДУ с С. р. д. составляет лишь сотые и тысячные доли Н/кг, достижимый уд. импульс С. р. д. ограничен значением ~ 10 км/с, эффективность С. р. д. быстро снижается с удалением от Солнца.

СО́ЛНЦЕ — центральное тело Солнечной системы, ближайшая к Земле звезда. С.— жёлтый карлик спектрального класса G2V абс. *звёздной величиной* + 4,83. С. находится на расстоянии 9—10 кпк от центра нашей Галактики. Относительно близких звёзд С. движется со скоростью $1{,}97\cdot10^4$ м/с в направлении к созвездию Геркулеса; совершает один оборот вокруг центра Галактики за 230 млн. лет. В С. сосредоточено 99,866% массы Солнечной системы. Ср. расстояние от Земли до С. $1{,}496\cdot10^{11}$ м. Угловой диаметр С. на этом расстоянии равен 31′59,3″. Линейный диаметр С. — 1 392 000 км, масса $1{,}99\cdot10^{30}$ кг и ср. плотн. 1410 кг/м^3. Ускорение свободного падения на поверхности С. 274 м/с^2. Вращение С. вокруг его оси происходит в том же направлении, что и вращение Земли, в плоскости, наклонённой на 7°15′ к плоскости орбиты Земли (эклиптике). Один оборот относительно Земли совершается на экваторе за 26,87 сут (синодич. период). Сидерич. период — время оборота С. относительно «неподвижных» удалённых звёзд — 25,38 сут. Частота вращения зависит от гелиографич. широты. Для сидерич. вращения угловая скорость на гелиографич. широте φ равна $\omega = 14{,}44° - 3°\cdot\sin^2\varphi$ в 1 сут. Линейная скорость на экваторе ~ 2 км/с.

С.—раскалённый газовый шар (темп-ра в центре С. ~ 10^7 К, плотность ~ 10^5 кг/м^3); общая мощность, излучаемая им в пространство, составляет ~ $4\cdot10^{26}$ Вт, что обеспечивает значение *солнечной постоянной* на расстоянии ср. удаления Земли от Солнца, равное ~ 1,34 кВт/м^2. Ср. мощность, вырабатываемая внутри С., составляет $1{,}88\cdot10^{-4}$ Вт/кг. Выделение энергии определяется ядерными реакциями, при к-рых водород превращается в гелий. Перенос энергии из внутр. слоёв С. наружу в осн. происходит путём поглощения электромагнитного излучения, приходящего снизу, вышележащими слоями (фотоионизация внутр. оболочек атомов) и переизлучения его с постепенным увеличением длины волны излучения по мере понижения темп-ры слоёв при удалении их от центра С.

Напряжённость общего магнитного поля С. относительно невелика и достигает ~80 А/м, изменяясь со временем. Магнитные поля, связанные с *солнечной активностью*, могут достигать в *солнечных пятнах* напряжённости ~ 100 кА/м. Согласно наблюдениям 1957—58 вблизи максимума солнечной активности общее магнитное поле С. изменило свою полярность.

Наиболее распространённый элемент на С.— водород. Число атомов гелия в 7—8 раз меньше, чем число атомов водорода, а всех др. элементов вместе взятых, по крайней мере, в 1000 раз меньше числа атомов водорода. Из остальных элементов больше всего содержится на С. кислорода, углерода, азота, магния, кремния, железа.

Внешние доступные наблюдениям слои С. образуют его атмосферу. Почти всё излучение С. исходит из нижней части его атмосферы, наз. фотосферой. В фотосфере очень резко растёт с глубиной коэф. излучения и коэф. поглощения — этим объясняется резкость края солнечного диска. Толщина фотосферы составляет только 100—300 км. Темп-ра в фотосфере уменьшается в направлении к наружным слоям. Граничное её значение ~ 4500 К. Ср. плотн. $2\cdot10^{-4}$ кг/м^3.

Глубже фотосферы находится конвективная зона, в к-рой кроме лучистого происходит также и конвективный перенос энергии. Отображение существования конвекции в подфотосферной зоне С.— неравномерная яркость фотосферы, зернистость (грануляционная структура). Гранулы представляют собой яркие пятна более или менее округлой формы со средним размером ~ 700 км. Время их жизни 5—10 мин, отд. гранулы сохраняются до 3 ч. В фотосфере существуют и более крупные образования (скопления гранул) размером ~ $3\cdot10^4$ км. Гранулы прибл. на 300К горячее, чем межгранульное пространство. В фотосфере наблюдаются солнечные пятна и *факелы* (последние видны

вблизи края диска С.), число к-рых меняется с циклом солнечной активности.

Выше фотосферы расположен слой атмосферы С., наз. хромосферой. На краю диска С. хромосфера представляется наблюдателю как неровная полоска, из к-рой выступают отд. зубчики — хромосферные спикулы. Хромосферу можно проследить до выс. $1{,}4 \cdot 10^7$ м над фотосферой. В слое, где происходит переход от фотосферы к хромосфере, температура переходит через минимум и по мере роста высоты над основанием хромосферы увеличивается до 8000—10 000 К, а на высоте в неск. тыс. км — до 15 000—20 000 К. Плотность в хромосфере постепенно падает до 10^{-10}—10^{-11} кг/м³. Излучение хромосферы сосредоточено гл. обр. в отд. спектральных линиях. Предполагают, что в хромосфере сосуществуют области с разл. кинетич. темп-рами от 5000 до 20 000—50 000 К.

В активных областях хромосфера имеет характерную вихревую структуру; в ней наблюдаются флоккулы и волокна (см. *Протуберанцы*). Число их меняется с циклом солнечной активности. Эти образования часто наблюдаются вне групп пятен. В хромосфере наблюдаются т. н. вспышки (см. *Солнечная вспышка*). Над хромосферой на неск. радиусов С. простирается *солнечная корона*.

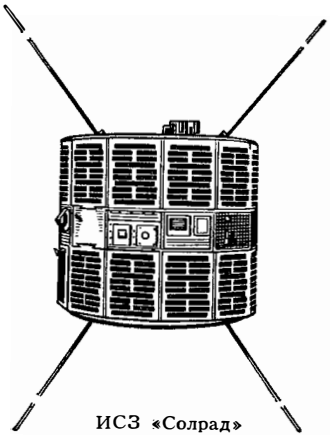
Солнечные вспышки проявляют себя и в хромосфере, и в короне. Они дают значит. увеличение рентгеновского и УФ излучения, потоки быстрых частиц, что может оказать *радиационное воздействие* на КА и космонавтов.

Корпускулярное излучение С. (в осн. протоны и α-частицы) связано с непрерывным истечением вещества (см. *Солнечный ветер*) из короны С.

Осн. часть электромагнитного излучения С. приходится на видимую область спектра (распределение энергии в спектре С. близко к распределению энергии чёрного тела при темп-ре 5785 К; максимум излучения приходится на волну с длиной 440 нм) и испускается гл. обр. фотосферой. Спектр С.— это непрерывный спектр, на к-рый наложено более 20 тыс. линий поглощения (фраунгоферовы линии). Исследование линий поглощения даёт сведения о хим. составе атмосферы С. и о физ. условиях в тех слоях, в к-рых они образуются. Большинство линий поглощения в спектре С. отождествлено со спектральными линиями известных хим. элементов. Рентгеновское, УФ излучение и радиоизлучение возникают в хромосфере и солнечной короне (см. *Служба Солнца*). *Э. Е. Дубов.*

СОЛНЦЕСТОЯ́НИЕ (зимнее, летнее) — две диаметрально противоположные точки земной орбиты, в к-рых *склонение* Солнца достигает максимума по абсолютному значению. Вблизи этих точек склонение Солнца изменяется очень медленно: светило как бы останавливается на неск. дней на одной полуденной высоте. Зимнее С. происходит ок. 22 дек., летнее — ок. 22 июня.

«СОЛРА́Д» (англ. Solrad, сокр. от Solar Radiation — солнечная радиация) — наименование серии американских ИСЗ для исследования солнечного излучения и его влияния на радиосвязь. Имеет также назв. «СР». ИСЗ «С.-8» — «С.-10» получили также назв. «*Эксплорер*» с соответствующим порядковым номером. Масса 20—180 кг. Корпус — сфера (диам. 0,5 м) или 12-гранная призма (поперечный размер до 3 м). Электропитание от СБ на боковой поверхности корпуса, а на ИСЗ «С.-10» и «С.-11» — на развёртывающихся в космосе панелях. Стабилизация вращением. На «С.-10» и «С.-11» для ориентации оси вращения служат микродвигатели, работающие на продуктах разложения гидразина или аммиака. Телеметрич. система использует метровый диапазон (108 или 136 МГц). На ИСЗ имеются ионизационные камеры, сцинтилляционные счётчики, фотометры



ИСЗ «Солрад»

и др. приборы для регистрации рентгеновского и УФ излучения Солнца (в том числе т. н. излучения Лайман-альфа), а также протонов и альфа-частиц солнечного происхождения.

Запуски ИСЗ «С.» осуществлялись РН «Тор-Эйбл стар», «Тор-Аджена» (одной РН выведены ИСЗ «С.-6, -7»), «Скаут», «Титан-3С» (одной РН выведены ИСЗ «С.-11А, -11В»). Сведения о запусках ИСЗ «С.» см. в приложении III.

СОН — периодически наступающее физиологическое состояние организма человека и высших животных, внешне характеризующееся почти полным отсутствием реакций на внешние раздражения, уменьшением активности ряда физиол. процессов. При этом субъективно отмечается угнетение осознаваемой психич. активности, периодически прерываемое сновидениями, часто с последующей амнезией.

В космич. полёте на С. воздействует (как правило, постоянно) ряд факторов, к-рые могут существенно сказаться на его количеств. и качеств. характеристиках. К таким факторам могут быть отнесены изменения нормального светового цикла и смещение суточной ритмики, состояние *невесомости* и относит. *гипокинезии*, известная информац. депривация, выраженные эмоциональные напряжения. Нарушения С. во время полёта могут серьёзно повлиять на состояние космонавта, его физиол. и психич. реактивность (особенно при достаточно большой длительности полёта), с суммированием неблагоприятных факторов и развитием своеобразных компенсаторных изменений. Основанием для таких предположений являются результаты интенсивно проводившегося в 70-е гг. нейрофизиол. изучения С. с использованием преимущественно электрофизиол. методов. Был получен ряд новых принципиально важных сведений о характеристиках и особенностях активности мозга в состоянии С. Это потребовало пересмотра теоретич. представлений о сущности мозговых механизмов последнего и побудило заняться исследованием возможных последствий их нарушений в нек-рых спец. условиях, в т. ч. в космич. полёте. Было установлено, что С. не является единым состоянием, а представляет собой совокупность по меньшей мере двух состояний, имеющих разл. характеристику в результате деятельности различных мозговых субстратов и особое функциональное назначение, пока ещё не раскрытое до конца. С.— особое деятельное состояние мозга, его функциональных систем, а не состояние преобладающей заторможенности — покоя нейронных элементов. В этой связи физиол. и психич. активность организма во сне представляется очень существенным этапом повседневной переработки информации мозгом, определяющим в известной мере нормальную работу мозга в период бодрствования.

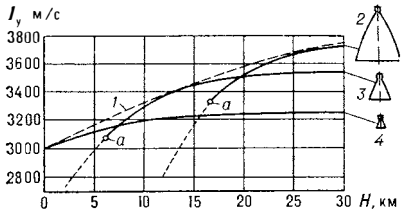
Непрерывное исследование ночного С. с регистрацией электроэнцефалограммы, электроокулограммы, электромиограммы шейных мышц и ряда вегетативных показателей позволило выделить две разновидности (фазы) С.: медленный и быстрый (парадоксальный) С. Изменения светового цикла, особенности распределения рабочих и эмоциональных нагрузок во время космич. полёта требуют оптимального режима С. и бодрствования. Особенности перехода от монофазного С. к двух- или полифазному (дробному) должны учитываться при разработке режима труда и отдыха космонавтов в полёте. При режиме дробного С. в течение ряда суток у космонавта может наблюдаться частичное лишение одного из видов С. со всеми нежелательными последствиями. Опыт показал, что по крайней мере в условиях кратковрем. полёта (в пределах 7—10 сут) режим С. лучше организовать без дополнит. дробления, приурочивая длит. С. к неответственным участкам траектории.

Очень осторожно следует относиться к проведению фармакологич. коррекции состояний бодрствования и С., особенно при длит. её применении. Существующие снотворные средства не стимулируют С. в его естеств. виде, а облегчают засыпание и усиливают медленный С., подавляя при этом быстрый. Свойством избирательно подавлять быстрый С. обладают и разл. стимуляторы бодрствования. Поэтому длит. приём этих препаратов может оказать нежелательное воздействие, а отмена их будет сопряжена с неприятными субъективными ощущениями (кошмарные сновидения с частыми ночными пробуждениями, галлюцинаторные переживания днём).

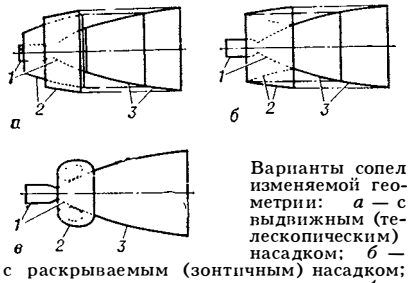
СОПЛО́ реактивное — канал переменного сечения, предназначенный для разгона *рабочего тела* с целью создания *тяги*. С. может быть частью *камеры* или отд. элементов РД и ДУ (напр., рулевое С., работающее на генераторном газе). В ЖРД на долю С. приходится до 1/4 массы, и оно часто определяет габариты двигателя. В совр. РД используются осесимметричные (круглые) С. Лаваля, состоящие из сужающейся (дозвуковой) и расширяющейся (сверхзвуковой) частей. Проходное сечение С., в к-ром одномерная (ср. по сечению) скорость газа становится равной местной скорости звука, наз. критическим; соответствующие параметры газа также наз. критическими. В инж. практике указанное сечение отождествляется с минимальным, хотя в действительности критич. сечение смещено относительно него в направлении потока из-за необратимых процессов, сопровождающихся ростом энтропии.

Применяются преим. профилированные С. (с криволинейной поверхностью). Выходная часть нек-рых С. малой тяги вы-

полнена в виде конуса с углом раскрытия ~ 30° (конические С. характерны для РД 30—40-х гг.). Профилированное С. той же тяги, что и коническое, характеризуется меньшими длиной, поверхностью и массой. Это преимущество профилированного С. возрастает с увеличением (геометрич.) степени расширения сопла (F) — отношения выходной площади С. к минимальной. Величина F определяет для данного газа отношение нач.



Зависимость удельного импульса ЖРД от высоты полёта РН для различных сопел (топливо: кислород + керосин + водород, давление в камере сгорания 7 МПа): *1* — идеальное сопло, работающее на расчётном режиме; *2* — сопло со степенью расширения F-200; *3* — сопло с F-40; *4* — сопло с F-10; *а* — точка отрыва газового потока от стенки сопла



Варианты сопел изменяемой геометрии: *а* — с выдвижным (телескопическим) насадком; *б* — с раскрываемым (зонтичным) насадком; *в* — с разворачивающимся насадком; *1* — камера сгорания с начальным участком сопла; *2* — насадок в нерабочем положении; *3* — насадок в рабочем положении

давления (давления в камере сгорания) к выходному, т. е. степень расширения газа в сопле (ε). При предварит. расчёте С. процесс расширения газа полагают изоэнтропийным.

Профилирование С. состоит в придании его внутреннему контуру такой формы, при к-рой обеспечиваются наилучшие тяговые, массовые и габаритные характеристики. Принципиально наилучшим является экстремальный контур С., отвечающий решению вариационной задачи об отыскании при заданных условиях максимального уд. импульса. Обычно на дозвуковую часть С. приходится небольшая доля массы и длины камеры, и влияние этой части сопла на уд. импульс сравнительно мало. Расчёт дозвуковой части сопла производится обычно методом установления, а сверхзвуковой — методом характеристик. Наилучшее С. для идеального нереагирующего газа должно иметь угловую точку в критическом сечении. С. совр. РД выполняются со скруглением угловой точки малым радиусом.

Основные источники потерь в С.— трение газа о стенки С., неравномерность и непараллельность потока в выходном сечении, неоднородность газа, связанная с наличием завесного охлаждения С., хим. неравновесность, неравномерность по колебат. и вращат. степеням свободы молекул (последнее имеет существенное значение лишь для двигателей малой тяги). Для потоков, содержащих конденсированные окислы металлов (или др. жидкие или твёрдые частицы), существ. значение имеют потери, связанные с отставанием частиц от газа по скорости и темп-ре и с задержкой конденсации и отвердевания частиц. При движении в С. жидких частиц разных размеров, вследствие различий в их скоростях, происходят соударение и рост частиц, что также ведёт к потерям тяги. В расширяющейся части С. частицы, приобретая осевые составляющие скорости, попадают на стенку. Это приводит к потерям тяги и разрушению С. Поэтому, чтобы избежать попадания частиц на стенку, при профилировании С. для многофазных потоков концевую часть контура С. выполняют спрямлённой. Внеш. давление $p_н$ не оказывает влияния на течение в С., если оно не превышает давления газа на выходе $p_а$ приблизительно втрое (возмущения относятся сверхзвуковым потоком). При нарушении этого условия в С. входят ударные волны, проникающие тем глубже, чем больше отношение $p_н/p_а$. На участке ударных волн поток отрывается от стенки С. и внутр. давление на неё возрастает. Хотя при этом тяга С. увеличивается, отрыв потока нежелателен из-за возникающих несимметричных боковых нагрузок, могущих привести к механич. разрушению камеры (или связанных с ней элементов конструкции), из-за возрастающих тепловых потоков в стенку, могущих вызвать её прогар, и по др. причинам. В зависимости от соотношения давлений $p_а$ и $p_н$ различают след. режимы работы С.: расчётный ($p_а = p_н$), недорасширения ($p_а > p_н$) и перерасширения ($p_а < p_н$). С., работающее на расчётном режиме, развивает макс. тягу и уд. импульс по сравнению со всеми др. С. Высота полёта, соответствующая расчётному режиму, наз. в высотностью С. Исследуются С. переменной высотности с механическим регулированием размеров и с газодинамическим саморегулированием параметров при постоянных размерах (см. *Сопло с центральным телом*).

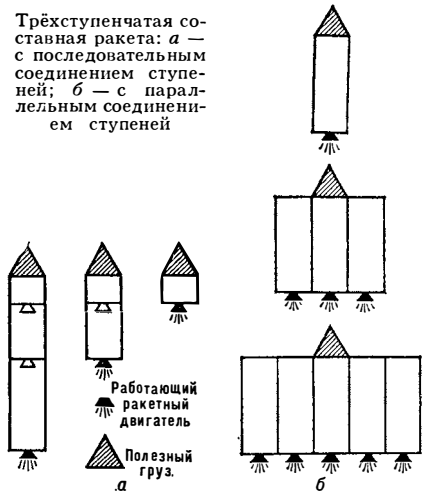
В. И. Прищепа.

СОПЛО́ С ЦЕНТРА́ЛЬНЫМ ТЕ́ЛОМ — *сопло*, контур к-рого состоит из внутреннего участка, образованного центральным телом, и внешнего участка, образованного периферийной обечайкой. Изучаются штыревые и тарельчатые сопла. Штыревое сопло — такое сопло, у контура расширяющейся части к-рого почти или полностью отсутствует внеш. участок. В расширяющейся части тарельчатого сопла почти или полностью отсутствует внутр. участок контура. В штыревом и тарельчатом соплах сверхзвуковой поток с одной стороны соприкасается со стенкой, а с другой — с атмосферой. Поэтому оба этих типа сопел имеют меньшие потери из-за перерасширения, т. е. обладают свойствами саморегулирования тяги. Они короче сопел Лаваля примерно в 2 раза. Характеристики штыревого сопла улучшаются при подаче в его днище рабочего тела (напр., отработ. газа ТНА) с расходом 1—2% от основного (см. *«Аэроспайк»*). С. с ц. т. может быть телом вращения (кольцевое сопло) или иметь другую геометрическую форму. В полости центрального тела удобно размещаются ТНА и др. агрегаты ЖРД. Одна из проблем — охлаждение горловины сопла, которая имеет большой периметр. По периферии С. с ц. т. можно установить несколько ЖРД (см. *Модульный ракетный двигатель*); следует учитывать, однако, потери тяги на взаимодействие реактивных струй.

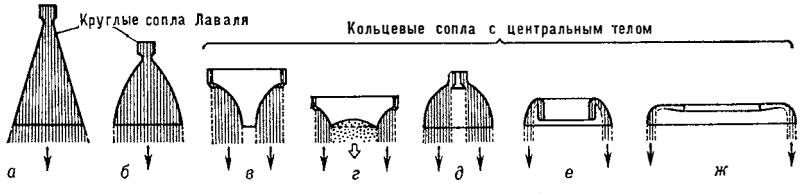
СО́РБЦИЯ (от лат. sorbeo — поглощаю) — поглощение веществом (сорбентом) газов, паров из окружающей среды. Сорбционные процессы включают адсорбцию, капиллярную конденсацию и хемосорбцию; в большинстве случаев они взаимосвязаны. К числу сорбентов относятся *иониты*, *силикагель*, *цеолит*. С. применяется в космич. СЖО — в звеньях очистки *атмосферы кабин* от углекислого газа и вредных примесей, утилизации отходов жизнедеятельности и др.

СОСТАВНА́Я РАКЕ́ТА, многоступенчатая ракета — *ракета*, у к-рой в полёте, по мере израсходования

Трёхступенчатая составная ракета: *а* — с последовательным соединением ступеней; *б* — с параллельным соединением ступеней



топлива, происходит последовательный сброс использованных и ненужных для дальнейшего полёта элементов конструкции (*ракетных ступеней*). Вначале, при пуске, работает двигатель 1-й (в нек-рых конструкциях 1-й и 2-й) ступени, способный поднять и разогнать до определ. скорости всю С. р. После израсходования осн. массы топлива двигатель 1-й ступени вместе с конструкцией, включающей опорожнённые баки, отбрасывается. Дальнейший полёт продолжается при ра-



Типы сопел (показаны вместе с камерой сгорания с соблюдением относительных размеров): *а* — коническое; *б* — профилированное; *в* — штыревое; *г* — штыревое аэродинамическое («аэроспайк»); *д* — тарельчатое; *е* — тарельчатое с обратным потоком; *ж* — тарельчатое с горизонтальным потоком

ботающем двигателе 2-й ступени, имеющем меньшую тягу, но способным сообщить облегчённой ракете дополнит. скорость. После выгорания топлива 2-й ступени включается двигатель 3-й ступени, а 2-я ступень сбрасывается. Процесс отделения ступеней теоретически может быть продолжен и далее, однако из-за усложнения конструкции 5 ступеней практически являются пределом для С. р.

Конструктивно С. р. выполняются с последовательным и параллельным расположением ступеней. При обычном последовательном соединении (тандем) каждая отд. ступень сначала полностью отрабатывает, затем отделяется, после чего (или непосредственно перед её отделением) включается двигатель следующей ступени. При параллельном соединении (т. н. пакетные схемы) отд. ступени (а также двигатели и топливные баки) могут участвовать в работе одновременно. Параллельное соединение является модификацией последоват. соединения. Преимущества параллельного соединения ступеней: уменьшенная масса ДУ из-за отсутствия неработающих РД (все РД работают одновременно); возможность использования только одного стандартного типа РД; включение всех РД на Земле (отсутствие необходимости включения РД в полёте повышает общую надёжность); меньшая длина ракеты при большем диаметре (конструкция лучше противостоит изгибу). Недостатки: бо́льшая продолжительность работы РД, за исключением РД первой ступени; неоптимальность степени расширения сопел РД последних ступеней в начале и в конце их работы; большое аэродинамич. сопротивление.

Параллельное соединение ступеней может осуществляться в неск. вариантах, к-рые различаются способом использования топлива (топливные баки отд. ступеней изолированы или же применяется перекачка топлива между баками). В первом случае поступление топлива в каждый РД происходит из отд. бака, соединённого конструктивно с этим РД. При этом 2-я ступень начинает работать уже при неполном топливном баке. Преимущества этой схемы заключаются в её простоте, а также в возможности использования разл. топлив для разных ступеней ракеты. Во втором случае поступление топлива в двигатели происходит из системы баков работающей в данный момент ступени; при этом компоненты топлива должны перекачиваться из одних баков в другие. В то же время баки последних ступеней остаются заполненными. Недостаток такой схемы — для всех ступеней, между баками к-рых производится перекачивание, может использоваться топливо только одного типа. Преимущество — в большей эффективности ракеты, т. к. за счёт использования одного и того же топлива в разных ступенях 2-я ступень начинает работать при полных баках.

Кроме параллельного соединения целых ступеней, возможно параллельное соединение только баков или двигателей. Существует множество других комбинаций, напр. параллельное соединение 1-й и 2-й ступеней и последовательное — 2-й и 3-й (РН «*Союз*»). Наиболее известные примеры параллельного соединения ступеней — сов. РН «Спутник» и амер. МТКК «*Спейс шаттл*». Выбор оптимальной схемы разделения ступеней РН представляет собой сложную задачу, требующую для своего окончат. решения подробной детализации проекта в каждом конкретном случае.

Первые упоминания о С. р. относятся к 16—17 вв. (В. Себиш, А. Дель Аква, И. Шмидлап, В. Бирингуччо, К. Хаас, К. *Семенович* и др.). В 20 в. вопросами применения С. р. занимались Р. *Годдард*, Ю. В. *Кондратюк*, Г. *Оберт*, А. А. *Штернфельд* и др. исследователи. Вопросы создания С. р. нашли отражение в работах К. Э. *Циолковского* «Космические ракетные поезда» (1929) и «Наибольшая скорость ракеты» (1935), в к-рых были разработаны науч. основы расчёта и принципы построения С. р. Более глубокая проработка проблемы С. р. была продолжена в 50-е гг., когда вопросы расчёта и конструирования С. р. стали насущными практич. задачами космонавтики. *Г. А. Назаров.*

«СОЮЗ» — наименование серии советских КК для полётов по орбите вокруг Земли; программа их разработки (с 1962) и запусков (с 1967; беспилотных модификаций — с 1966). КК «С.» предназначены для решения широкого круга задач в околоземном космич. пространстве: отработки процессов автономной навигации, управления, маневрирования, сближения и стыковки; изучения воздействий условий длительного космич. полёта на организм человека; проверки принципов использования пилотируемых КК для исследований Земли в интересах нар. х-ва и выполнения трансп. операций для связи с орбит. станциями; проведения научно-технич. экспериментов в космич. пространстве и др.

Основные характеристики. Масса полностью заправленного и укомплектованного КК от 6,38 т (первоначальные варианты) до 6,8 т (макс.), численность экипажа (макс.) 2 человека (3 человека — в модификациях КК до 1971), макс. достигнутая продолжительность автономного полёта 17,7 сут (с экипажем 2 человека), длина (по корпусу) 6,98—7,13 м, диаметр (макс.) 2,72 м, размах панелей СБ 8,37 м, объём двух жилых отсеков по гермокорпусу 10,45 м³, свободный — 6,5 м³. КК «С.» состоит из трёх осн. отсеков (рис. 1 и 2), к-рые механически соединяются между собой и разделяются с помощью *пиротехнических устройств*. В состав КК «С.» входят: система ориентации и управления движением в полёте и при спуске; система двигателей причаливания и ориентации; сближающе-корректирующая ДУ; системы радиосвязи, электропитания, стыковки, радионаведения и обеспечения сближения и причаливания; система приземления и *мягкой посадки*; СЖО; система управления бортовым комплексом аппаратуры и оборудования.

Основные отсеки. Спускаемый аппарат (СА) — масса 2,8 т, макс. диам. 2,2 м, дл. 2,16 м, объём по внутр. герметичным обводам обитаемого отсека 3,85 м³, свободный объём 2,5 м³ — служит для размещения экипажа на участке выведения «С.» на орбиту, при управлении КК в полёте по орбите, во время спуска в атмосфере, парашютирования, приземления. Герметичный корпус СА, выполненный из алюм. сплава, имеет конич. форму, в ниж. и верх. частях переходящую в сферу. Для удобства монтажа аппаратуры и оборудования внутри СА лобовая часть корпуса выполнена съёмной. Снаружи корпус имеет теплоизоляцию, конструктивно состоящую из лобового экрана (отстреливаемого на участке парашютирования), боковой и донной теплозащиты. Форма СА и положение центра масс обеспечивают управляемый спуск с *аэродинамическим качеством* (~ 0,25). В верх. части корпуса имеется люк (диаметр «в свету» 0,6 м) для сообщения с обитаемым орбит. отсеком и выхода экипажа из СА после приземления. СА оснащён тремя иллюминаторами, из к-рых два имеют трёхстекольную конструкцию и один — двухстекольную (в месте установки визира-ориентатора). В корпусе размещены два герметичных, закрытых отстреливаемыми крышками парашютных контейнера: один — вместимостью 0,27 м³ для осн. парашютной системы (площадь осн. купола 1000 м²), другой — вместимостью 0,17 м³ для за-

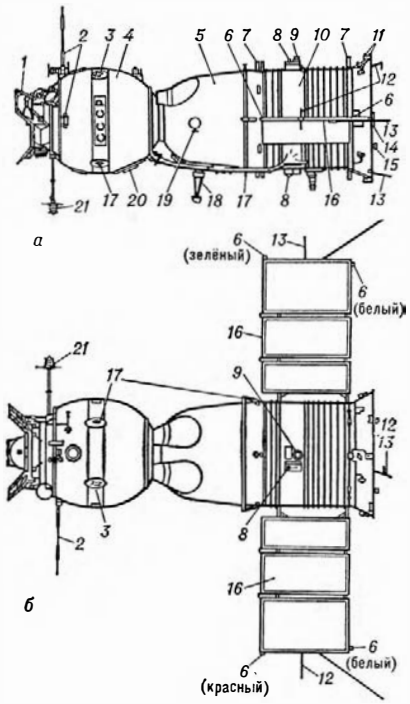
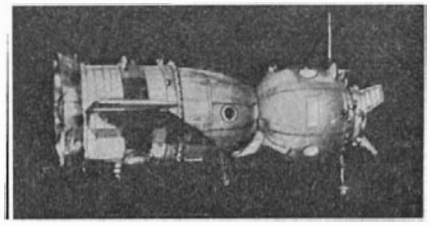


Рис. 1. Общий вид КК «Союз-19»: *а* — вид сбоку; *б* — вид в плане; *1* — андрогинный периферийный стыковочный агрегат; *2* — антенны УКВ-радиостанции (121,75 МГц); *3* — антенна радиотелевизионной системы; *4* — орбитальный отсек; *5* — спускаемый аппарат; *6* — бортовой огонь ориентации; *7* — двигатель причаливания и ориентации; *8* — проблесковый световой маяк; *9* — датчик солнечной ориентации; *10* — приборно-агрегатный отсек; *11* — двигатели ориентации; *12* — антенны радиотелеметрической системы; *13* — антенна связи с Землёй; *14* — сближающе-корректирующий двигатель; *15* — датчик ионной ориентации; *16* — панель солнечной батареи; *17* — антенны командной радиолинии и траекторных измерений; *18* — визир-ориентатор; *19* — иллюминатор; *20* — люк для посадки экипажа в корабль; *21* — антенна УКВ-радиостанции «Аполлон» (259,7 и 296,8 МГц)

Рис. 2. КК «Союз-19» в полёте (снимок сделан экипажем КК «Аполлон»)



пасной (площадь осн. купола 570 м²). На лобовой части корпуса установлены 4 двигателя мягкой посадки. Скорость приземления на осн. парашютной системе с учётом импульса двигателей мягкой посадки не более 6 м/с. СА рассчитан на посадку в любое время года на грунты разл. типа (в т. ч. скальные) и открытые водоёмы. При посадке на водоёмы экипаж может находиться в СА «на плаву» до 5 сут.

В СА размещены пульт космонавтов, ручки управления КК, приборы и оборудование осн. и вспомогат. систем КК, контейнеры для возвращаемой науч. аппаратуры, резервный запас (продукты, снаряжение, медикаменты и др.), обеспечивающий жизнедеятельность экипажа в течение 5 сут после приземления, средства радиосвязи и пеленгации на участках спуска и после посадки и т. д. Внутри корпус и оборудование СА покрыты теплоизоляцией в сочетании с декоративной обшивкой. При выведении «С.» на орбиту, спуске на Землю, проведении операций по стыковке и расстыковке члены экипажа находятся в скафандрах (введены после 1971). Для обеспечения полёта по программе *ЭПАС* в СА был предусмотрен пульт управления совместимыми (работающими на одинаковых частотах) радиостанциями и внеш. огнями, а для передачи цветного ТВ изображения были установлены спец. светильники.

Обитаемый орбитальный (бытовой) отсек (БО) — масса 1,2—1,3 т, диам. 2,2 м, дл. (со *стыковочным агрегатом*) 3,44 м, объём по внутр. обводам герметичного корпуса 6,6 м³, свободный объём 4 м³ — используется в качестве рабочего отсека при проведении науч. экспериментов, для отдыха экипажа, перехода его в другой КК и для выхода в космич. пространство (выполняет роль шлюзовой камеры). Герметичный корпус БО, выполненный из магниевого сплава, представляет собой две полусферич. оболочки диам. 2,2 м, соединённые цилиндрич. вставкой выс. 0,3 м. Отсек имеет два обзорных иллюминатора. В корпусе расположены два люка, один из к-рых соединяет БО с СА, а другой (диам. «в свету» 0,64 м) служит для посадки экипажа в КК на стартовой позиции и для выхода в космос. В БО расположены пульт управления, приборы и агрегаты осн. и вспомогат. систем КК, бытовое оборудование, науч. аппаратура. При отработке и обеспечении *стыковки* автоматич. и пилотируемых модификаций КК в случае использования их в качестве *транспортных кораблей* (рис. 3) в верхней части БО устанавливается стыковочный агрегат, выполняющий следующие функции: поглощение (демпфирование) энергии соударения КК; первичную сцепку; выравнивание и стягивание КК; жёсткое соединение конструкций кораблей (начиная с «С.-10» — с созданием герметичного стыка между ними); расстыковку и разделение КК. В КК «С.» нашли применение три типа *стыковочных устройств*: первый, выполненный по схеме «штырь-конус»; второй, также выполненный по этой схеме, но с созданием герметичного стыка между состыков. КК для обеспечения перехода экипажа из одного КК в другой; третий (в эксперименте по программе ЭПАС), представляющий собой новое, технически более совершенное устройство — андрогинный периферийный агрегат стыковки (*АПАС*). Конструктивно стыковочное устройство первых двух типов состоит из двух частей: активного стыковочного агрегата, устанавливаемого на одном из КК и снабжённого механизмом для осуществления всех действий по стыковке, и пассивного стыковочного агрегата, устанавливаемого на др. КК.

Каждая часть стыковочного устройства выполнена в виде 2 автономных узлов — стыковочного механизма (на активном агрегате) и его ответной части (на пассивном агрегате); стыковочного шпангоута с располож. на нём дополнит. механизмами. Стыковочный механизм на активном агрегате выполняет осн. функции по соединению КК до соприкосновения стыковочных шпангоутов. Ответная, пассивная часть представляет собой приёмный конус, в к-рый при стыковке входит штырь стыковочного механизма.

Приборно-агрегатный отсек (ПАО) массой 2,7—2,8 т предназначен для размещения аппаратуры и оборудования осн. систем КК, обеспечивающих орбит. полёт. Он состоит из переходной, приборной и агрегатной секций. В переходной секции, выполненной в виде ферменной конструкции, соединяющей СА с приборной секцией, установлено 10 двигателей причаливания и ориентации с тягой 100 Н каждый, топливные баки и система подачи однокомпонентного топлива (перекиси водорода). Герметичная приборная секция объёмом 2,2 м³, выполненная из алюм. сплава, имеет форму цилиндра диам. 2,1 м, выс. 0,5 м с двумя съёмными крышками. В приборной секции размещены приборы систем ориентации и управления движением, управления бортовым комплексом аппаратуры и оборудования КК, радиосвязи с Землёй и программно-временного устройства, телеметрии, единого электропитания. Корпус агрегатной секции выполнен также из алюм. сплава в виде цилиндрич. оболочки диам. 2,1 м, переходящей в коническую и заканчивающейся базовым шпангоутом (диам. 2,72 м), предназначенным для установки КК на РН. Снаружи агрегатной секции расположен большой радиатор-излучатель системы терморегулирования, 4 двигателя причаливания и ориентации с тягой 100 Н каждый, 8 двигателей ориентации с тягой 10—14,7 Н каждый. В агрегатной секции размещена сближающе-корректирующая двигат. установка *КТДУ-35*, состоящая из осн. и дублирующего двигателей с тягой по 4,1 кН, топливных баков и системы подачи двухкомпонентного топлива. Около базового шпангоута установлены антенны радиосвязи и телеметрии, ионные датчики системы ориентации и часть батарей системы единого электропитания корабля. СБ (на КК, используемых в качестве трансп. КК для обслуживания орбит. станций «Салют», не устанавливаются) выполнены в виде двух «крыльев» из 3—4 створок каждое. На концевых створках СБ размещены антенны радиосвязи, телеметрии и цветные бортовые огни ориентации (в эксперименте по программе ЭПАС).

Все отсеки КК снаружи закрыты экранно-вакуумной теплоизоляцией зелёного цвета. При выведении на орбиту — на участке полёта в плотных слоях атмосферы КК закрыт сбрасываемым головным обтекателем, оснащённым ДУ системы аварийного спасения (см. *Аварийного спасения система*).

Основные системы. Система ориентации и управления движением КК предназначена для управления его положением в пространстве: построения разл. видов ориентации; длит. сохранения ориентированного положения, стабилизации КК при работе ДУ; управления процессом сближения с др. КК. Система может работать как в автоматич. режиме, так и в режиме ручного управления. Бортовая аппаратура получает энергию от централизованной системы электропитания, включающей СБ, а также автономные хим. батареи и буферные батареи (полезная площадь СБ 11—14 м²). После стыковки КК с орбит. станцией СБ могут использоваться в общей системе электропитания.

СЖО включает блоки регенерации атмосферы СА и БО (близкой по своему составу воздуху Земли) и терморегулирования, запасы пищи и воды, ассенизационно-санитарное устройство. Регенерация обеспечивается веществами, поглощающими углекислый газ с одновременным выделением кислорода. Спец. фильтры поглощают вредные примеси. На случай возможной аварийной разгерметизации жилых отсеков для экипажа предусмотрены скафандры. При работе в них условия для жизнедеятельности создаются подачей в скафандр воздуха от бортовой системы наддува.

Система терморегулирования поддерживает темп-ру воздуха в жилых отсеках в пределах 15—25 °С и относит. влаж-

Рис. 3. Транспортный КК «Союз»: *1* — стыковочный агрегат; *2* — орбитальный отсек; *3* — спускаемый аппарат; *4* — приборно-агрегатный отсек

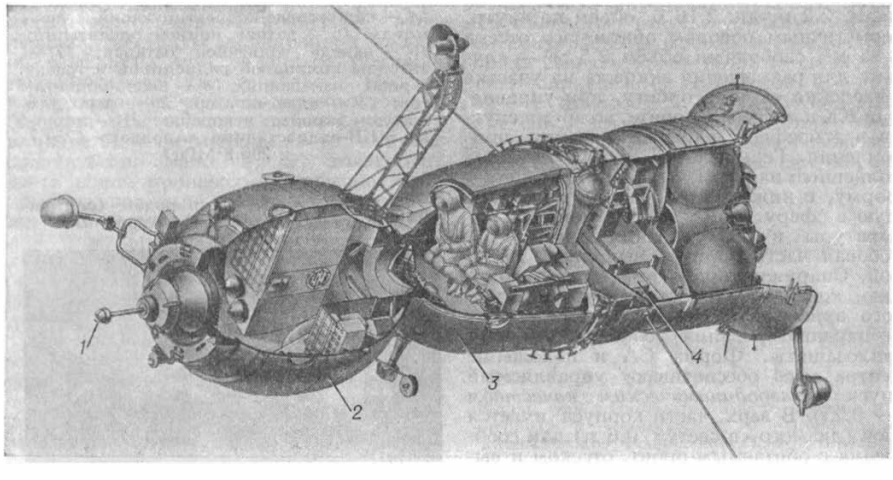


Табл. 1.— Полёты советских космических кораблей «Союз»

КК	Даты запуска и возвращения на Землю	Продолжительность полёта корабля (СА)	Экипаж	Начальные параметры орбиты*				Даты стыковки и расстыковки с орбит. станцией (пересгыковки)
				высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин	
«Союз-1»	23.4—24.4.1967	1 сут 2 ч 47 мин 52 с	Комаров В. М.	203,1	221,1	51,72	88,45	
«Союз-2»	25.10—28.10. 1968	Ок. 3 сут	Беспилотный	185	224	51,7	88,5	
«Союз-3»	26.10—30.10. 1968	3 сут 22 ч 50 мин 45 с	Береговой Г. Т.	183,5	222,2	51,69	88,45	
«Союз-4»**	14.1—17.1.1969	2 сут 23 ч 20 мин 47 с	Шаталов В. А.	173 (208,8)	225,3 (251,1)	51,72 (51,71)	88,23 (88,87)	
«Союз-5»	15.1—18.1.1969	3 сут 54 мин 15 с	Волынов Б. В., Елисеев А. С., Хрунов Е. В.	198,7	230,2	51,69	88,66	
«Союз-6»	11.10—16.10. 1969	4 сут 22 ч 42 мин 47 с	Шонин Г. С., Кубасов В. Н.	186,2	222,8	51,68	88,37	
«Союз-7»	12.10—17.10. 1969	4 сут 22 ч 40 мин 23 с	Филипченко А. В., Волков В. Н., Горбатко В. В.	207,4	225,9	51,68	88,63	
«Союз-8»	13.10—18.10. 1969	4 сут 22 ч 50 мин 49 с	Шаталов В. А., Елисеев А. С.	204,5	223,7	51,68	88,61	
«Союз-9»	1.6—19.6.1970	17 сут 16 ч 59 мин	Николаев А. Г., Севастьянов В. И.	208 (214,5)	220,6 (269,8)	51,7	88,58 (89,08)	
«Союз-10»	23.4—25.4.1971	1 сут 23 ч 45 мин 54 с	Шаталов В. А., Елисеев А. С., Рукавишников Н. Н.	209,6 (195,7)	248,4 (250,1)	51,6	89,83 (88,7)	24.4.1971
«Союз-11»	6.6—30.6.1971	23 сут 18 ч 21 мин 43 с	Добровольский Г. Т., Волков В. Н., Пацаев В. И.	191,5 (211,7)	220,5 (249,6)	51,64 (51,6)	88,43 (88,82)	7.6—29.6.1971
«Союз-12»	27.9—29.9.1973	1 сут 23 ч 15 мин 32 с	Лазарев В. Г., Макаров О. Г.	193 (332,9)	248,6 (347,9)	51,61 (51,6)	88,64 (91,18)	
«Союз-13»	18.12—26.12. 1973	7 сут 20 ч 55 мин 35 с	Климук П. И., Лебедев В. В.	193,3 (226,8)	272,7 (272,6)	51,6 (51,59)	88,86 (89,25)	
«Союз-14»	3.7—19.7.1974	15 сут 17 ч 30 мин 28 с	Попович П. Р., Артюхин Ю. П.	195,9	242,7	51,62	88,58	5.7—19.7.1974
«Союз-15»	26.8—28.8.1974	2 сут 12 мин 11 с	Сарафанов Г. В., Дёмин Л. С.	193,4	235,2	51,62	88,52	
«Союз-16»	2.12—8.12.1974	5 сут 22 ч 23 мин 35 с	Филипченко А. В., Рукавишников Н. Н.	191,7	314,8	51,79	89,27	
«Союз-17»	11.1—9.2.1975	29 сут 13 ч 19 мин 45 с	Губарев А. А., Гречко Г. М.	193,9 (340,6)	265,6 (357,7)	51,64 (51,59)	88,8 (91,36)	12.1—9.2.1975
«Союз-18-1»***	5.4.1975	21 мин 27 с	Лазарев В. Г., Макаров О. Г.	Суборбитальный полёт, макс. высота 192 км				
«Союз-18»	24.5—26.7.1975	62 сут 23 ч 20 мин 8 с	Климук П. И., Севастьянов В. И.	193,2 (343,45)	247,5 (356,2)	51,61	88,61 (91,35)	26.5—26.7.1975
«Союз-19»	15.7—21.7.1975	5 сут 22 ч 30 мин 51 с	Леонов А. А., Кубасов В. Н.	186,5 (222,1)	222,1 (226,6)	51,78 (51,79)	88,53 (88,92)	
«Союз-20»	17.11.1975—16. 2.1976	Ок. 92 сут	Беспилотный	200 (343,9)	264 (365,7)	51,64 (51,6)	88,64 (91,44)	19.11.1975—16.2.1976
«Союз-21»	6.7—24.8.1976	49 сут 6 ч 23 мин 32 с	Волынов Б. В., Жолобов В. М.	193,4	253,3	51,62	88,66	7.7—24.8.1976
«Союз-22»	15.9—23.9.1976	7 сут 21 ч 52 мин 17 с	Быковский В. Ф., Аксёнов В. В.	192,6 (249,9)	317,9 (280,6)	64,76 (64,77)	89,29 (89,59)	
«Союз-23»	14.10—16.10. 1976	2 сут 6 мин 35 с	Зудов В. Д., Рождественский В. И.	194,2	249,9	51,63	88,65	
«Союз-24»	7.2—25.2.1977	17 сут 17 ч 25 мин 58 с	Горбатко В. В., Глазков Ю. Н.	184,7	346,2	51,65	89,52	8.2—25.2.1977
«Союз-25»	9.10—11.10. 1977	2 сут 44 мин 45 с	Коваленок В. В., Рюмин В. В.	198,5 (344,6)	258,1 (357,5)	51,66 (51,62)	88,79 (91,36)	
«Союз-26»	10.12.1977—16. 1.1978	37 сут 10 ч 6 мин 18 с	Романенко Ю. В., Гречко Г. М. (возвратились на КК «Союз-27» 16.3.1978)	193 (344,6)	246 (360,5)	51,65 (51,61)	88,67 (91,42)	11.12.1977—16.1.1978
«Союз-27»	10.1—16.3.1978	64 сут 22 ч 52 мин 47 с	Джанибеков В. А., Макаров О. Г. (возвратились на КК «Союз-26» 16.1.1978)	198,9 (333,9)	253,8 (370,4)	51,65 (51,61)	88,73 (91,34)	11.1—16.3. 1978
«Союз-28»	2.3—10.3.1978	7 сут 22 ч 16 мин	Губарев А. А., Ремек В.	198,9 (335,8)	275,6 (364)	51,65	88,95 (91,38)	3.3—10.3.1978
«Союз-29»	15.6—3.9.1978	79 сут 15 ч 23 мин 49 с	Коваленок В. В., Иванченко А. С. (возвратились на КК «Союз-31» 2.11.1978)	197,8 (340,7)	266 (364,9)	51,65	88,86 (91,44)	16.6—3.9.1978
«Союз-30»	27.6—5.7.1978	7 сут 22 ч 2 мин 59 с	Климук П. И., Гермашевский М.	197,6 (337,6)	261,3 (363)	51,66 (51,65)	88,83 (91,31)	28.6—5.7.1978
«Союз-31»	26.8—2.11.1978	67 сут 20 ч 12 мин 47 с	Быковский В. Ф., Йен З. (возвратились на КК «Союз-29» 3.9.1978)	196,8 (342,7)	259,9 (360,2)	51,64 (51,65)	88,81 (91,4)	27.8—2.11.1978 (7.9.1978)

КК	Даты запуска и возвращения на Землю	Продолжительность полёта корабля (СА)	Экипаж	Начальные параметры орбиты*				Даты стыковки и расстыковки с орбит. станцией (перестыковки)
				высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин	
«Союз-32»**** . .	25.2—13.6.1979	108 сут 4 ч 24 мин 37 с	Ляхов В. А., Рюмин В. В. (возвратились на КК «Союз-34» 19.8.1979)	198,4 (304,5)	274,3 (332,4)	51,61 (51,65)	89,94 (90,63)	26.2—13.6.1979
«Союз-33» . .	10.4—12.4.1979	1 сут 23 ч 1 мин 6 с	Рукавишников Н. Н., Иванов Г.	198,6 (348,1)	279,2 (364,6)	51,63 (51,65)	88,99 (91,47)	
«Союз-34»***** . .	6.6—19.8.1979	73 сут 18 ч 16 мин 45 с	Беспилотный	199 (358,6)	271,5 (371,4)	51,62 (51,64)	88,91 (91,65)	7.6—19.8.1979 (14.6.1979)
«Союз-35» . .	9.4—3.6.1980	55 сут 1 ч 27 мин 3 с	Попов Л. И., Рюмин В. В. (возвратились на КК «Союз-37» 11.10.1980)	198 (348,7)	259,7 (360,3)	51,65 (51,64)	88,81 (91,44)	10.4—3.6.1980
«Союз-36»******	26.5—31.7.1980	65 сут 20 ч 54 мин 23 с	Кубасов В. Н., Фаркаш Б. (возвратились на КК «Союз-35» 3.6.1980)	197,5 (345,5)	281,9 (363,3)	51,62 (51,64)	89 (91,4)	27.5—31.7.1980 (4.6.1980)
«Союз-37»******	23.7—11.10. 1980	79 сут 15 ч 16 мин 53 с	Горбатко В. В., Фам Туан (возвратились на КК «Союз-36» 31.7.1980)	197,8 (345)	293,1 (358,2)	51,61 (51,64)	89,12 (91,38)	24.7—11.10.1980 (1.8.1980)
«Союз-38» . .	18.9—26.9.1980	7 сут 20 ч 43 мин 24 с	Романенко Ю. В., Тамайо Мендес А.	199,7 (345)	273,5 (357,5)	51,63 (51,64)	88,94 (91,38)	19.9—26.9.1980
«Союз-39» . .	22.3—30.3.1981	7 сут 20 ч 42 мин 3 с	Джанибеков В. А., Гуррагча Ж.	197,5 (342,2)	282,8 (356,3)	51,6 (51,36)	89,01 (91,33)	23.3—30.3.1981
«Союз-40» . .	14.5—22.5.1981	7 сут 20 ч 41 мин 52 с	Попов Л. И., Прунариу Д.	198,1 (333,5)	287 (362,2)	51,6 (51,7)	89,06 (91,24)	15.5—22.5.1981

* В скобках приведены параметры орбиты: для КК «С.-4» — после стыковки с КК «С.-5»; для КК «С.-9», «С.-12», «С.-13», «С.-22» — после формирования рабочей орбиты на пятом витке; для КК «С.-19» — после первой стыковки с КК «Аполлон»; для остальных — параметры орбиты орбит. станции «Салют» после последней коррекции перед стыковкой с данным КК «С.». ** После перехода космонавтов экипаж КК «С.-4» состоял из трёх человек (Хрунов, Елисеев, Шаталов), КК «С.-5» — из одного (Волынов). *** Вследствие аварии РН на активном участке КК не вышел на расчётную орбиту и совершил мягкую посадку на Землю. **** КК «С.-32» при возвращении на Землю — беспилотный. ***** При перестыковке и возвращении на Землю КК «С.-34» пилотировался Ляховым и Рюминым. ****** При перестыковке КК «С.-36» и КК «С.-37» пилотировались Поповым и Рюминым.

Примечание: Продолжительность полёта корабля (спускаемого аппарата) отсчитывается от момента отделения РН от пусковой установки до момента включения двигателей мягкой посадки (за 0,2—0,5 с до касания корпуса с Землёй).

ность в пределах 20—70%; темп-ру газа (азот) в приборной секции 0—40 °С.

Комплекс радиотехнич. средств предназначен для определения параметров орбиты КК, приёма команд с Земли, двухсторонней телефонной и телеграфной связи с Землёй, передачи на Землю ТВ изображений обстановки в отсеках и внеш. обстановки, наблюдаемой ТВ камерой.

Сведения о запусках. За 1967—81 выведено на орбиту ИСЗ 38 пилотируемых КК «С.» (см. табл. 1). «С.-1» массой 6,56 т, пилотируемый В. М. *Комаровым*, был запущен 23.4.1967 в 3 ч 35 мин с целью испытаний КК и отработки систем и элементов его конструкции. При спуске (на 19-м витке) «С.-1» благополучно прошёл участок торможения в плотных слоях атмосферы и погасил первую космич. скорость. Однако вследствие ненормальной работы парашютной системы на высоте ~ 7 км СА снижался с большой скоростью, что привело к гибели космонавта.

КК «С.-2» (беспилотный) и «С.-3» (пилотируемый Г. Т. *Береговым*) совершили совм. полёт для проверки работы систем и конструкции, отработки сближения и маневрирования. После выведения «С.-3» осуществлялись радиопоиск «С.-2» и автоматич. сближение с ним до расстояния 200 м; последующее сближение и маневрирование «С.-3» проводил космонавт с использованием системы ручного управления. По окончании совм. экспериментов КК совершили управляемый спуск с использованием аэродинамич. качества.

На КК «С.-4» и «С.-5» проводились автоматич. сближение, ручное причаливание и стыковка двух пилотируемых КК (полёт двух КК общей массой 12,924 т продолжался 4,5 ч). Во время полёта (после стыковки) А. С. *Елисеев* и Е. В. *Хрунов* в скафандрах с автономными СЖО вышли в космич. пространство и осуществили переход из одного КК в другой (продолжительность пребывания в космосе 37 мин).

На КК «С.-6», «С.-7», «С.-8» проведён групповой полёт. Выполнена программа научно-технич. экспериментов, включая испытания способов сварки и резки металлов в условиях глубокого вакуума и невесомости, проведены отработка навигац. операций, взаимное маневрирование, осуществлены взаимодействие КК между собой и с наземными командно-измерит. пунктами, одновременное управление полётом трёх КК.

На КК «С.-9» совершён полёт, к-рый положил начало отработке в космосе средств, необходимых для продолжит. полётов без создания на борту КК искусств. гравитации.

Для КК «С.-23» и «С.-25» была запланирована стыковка с орбит. станцией типа «Салют». Вследствие неправильной работы аппаратуры измерения параметров относит. движения (КК «С.-23»), отклонения от заданного режима работы на участке ручного причаливания («С.-25») стыковка не состоялась. На этих КК проводилась отработка маневрирования, сближения с орбит. станциями типа «Салют». «С.-11», «С.-14», «С.-17», «С.-18», «С.-21», «С.-24», «С.-26» — «С.-32», «С.-35» — «С.-40» осуществили доставку экипажей на орбит. станции. При возвращении экипажа на КК «С.-11» на участке спуска в результате аварийной разгерметизации СА погибли космонавты Г. Т. *Добровольский*, В. Н. *Волков*, В. И. *Пацаев*.

В ходе длит. космич. полётов проведён большой комплекс исследований Солнца, планет и звёзд в широком диапазоне спектра электромагнитных излучений. Впервые («С.-18») выполнено комплексное фото- и спектрографич. исследование полярных сияний, а также редкого явления природы — серебристых облаков. Проведены комплексные исследования реакций организма человека на действия факторов длит. космич. полёта. Испытаны разл. средства профилактики неблагоприятного действия невесомости. Самостоятельной частью программы полёта «С.-18» явились технич. эксперименты по отработке новых систем и приборов перспективных КК и орбит. станций. На «С.-12» проверялась система спасения экипажа в случае аварийной разгерметизации КК. На КК «С.-13» с помощью установл. на борту системы телескопов «Орион-2» проведены астрофиз. наблюдения и спектрографирование в УФ диапазоне участков звёздного неба.

Полёт КК «С.-16» был осуществлён с целью отработки новой модификации

Табл. 2. — Полёты беспилотных КК «Союз»

КК (ИСЗ)	Даты запуска и возвращения на Землю
«Космос-133»	28.11—30.11.1966
«Космос-140»	7.2—9.2.1967
«Космос-186»	27.10—30.10.1967
«Космос-188»	30.10—2.11.1967
«Космос-212»	14.4—19.4.1968
«Космос-213»	15.4—20.4.1968
«Космос-238»	28.8—1.9.1968
«Космос-496»	26.6—1.7.1972
«Космос-573»	15.6—17.6.1973
«Космос-613»	30.11.1973—28.1.1974
«Космос-638»	3.4—13.4.1974
«Космос-656»	27.5—29.5.1974
«Космос-672»	12.8—18.8.1974

«С.» (на КК этой модификации «С.-19» был совершён полёт по программе ЭПАС). В ходе полёта «С.-16» проводились испытания бортовых систем, модернизированных в соответствии с требованиями совм. полёта: нового стыковочного агрегата, систем ориентации и управления движением, СЖО. Отработаны также режимы работы бортовой аппаратуры и действия экипажа при решении задач, идентичных задачам совм. полёта.

КК «С.-19» осуществил полёт по программе ЭПАС, в ходе к-рого КК «С.» и «Аполлон» были дважды состыкованы (17 и 19 июля 1975) и провели 5 совм. научно-технич. экспериментов (искусственное солнечное затмение, УФ-поглощение, зонообразующие грибки, микробный обмен, универсальная печь). Совместный советско-амер. эксперимент явился важным шагом в развитии международного сотрудничества в исследовании и освоении космич. пространства в мирных целях.

В ходе 3-месячного полёта «С.-20» совм. с «Салютом-4» проводились ресурсные испытания.

Полёт КК «С.-22» проходил по программе «*Интеркосмос*». Осн. задачи полёта — отработка и усовершенствование научно-технич. методов и средств изучения из космоса геолого-географич. характеристик поверхности Земли в интересах нар. х-ва, для решения к-рых использовалась многозональная фотоаппаратура, разработанная специалистами ГДР и СССР и изготовленная в ГДР. В полётах на КК «С.-28», «С.-30», «С.-31», «С.-33», «С.-36» — «С.-40» участвовали космонавты ЧССР, ПНР, ГДР, НРБ, ВНР, СРВ, Республики Куба, МНР, СРР. Вследствие отклонения от заданного режима работы сближающе-корректирующей ДУ корабля «С.-33» стыковка его с орбит. станцией «Салют-6» была отменена.

Возвращение с орбиты на Землю экипажей, доставленных на «Салют-6» кораблями «С.-26», «С.-27», «С.-29», «С.-31», «С.-32», «С.-35», «С.-36», «С.-37», осуществлялось соответственно на кораблях «С.-27», «С.-26», «С.-31», «С.-29», «С.-34», «С.-37», «С.-35», «С.-36». При перемене экипажей этих кораблей в СА менялись индивидуальные ложементы в креслах космонавтов. Стыковка КК «С.-26», «С.-28», «С.-30», «С.-31», «С.-34», «С.-36» — «С.-40» с «Салютом-6» проводилась к стыковочному агрегату, располож. со стороны агрегатного отсека станции, а КК «С.-27», «С.-29», «С.-32», «С.-35» — к стыковочному агрегату со стороны переходного отсека. Для обеспечения проведения трансп. операций по снабжению станции топливом и грузами (КА «*Прогресс*») выполнялось перестроение КК «С.-31», «С.-34», «С.-36», «С.-37». Эти КК с экипажами на борту отходили от стыковочного агрегата со стороны агрегатного отсека и пристыковывались к орбит. станции со стороны переходного отсека.

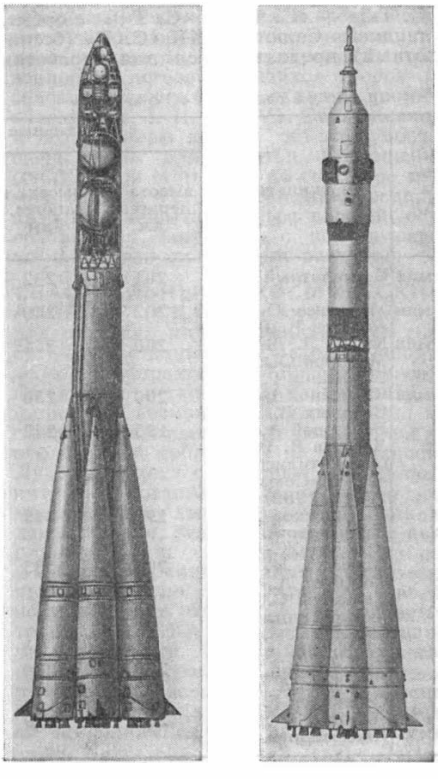
Для отработки конструкции и бортовых систем «С.» запущено неск. беспилотных КК (см. табл. 2). Совм. полёты совершили «Космос-186» и «Космос-188», «Космос-212» и «Космос-213» (см. «*Космос*»). В соответствии с сов. программой подготовки к совм. полёту по программе ЭПАС проведены 2 полёта беспилотных КК типа «С.» («Космос-638» и «Космос-672»). На базе КК «С.» созданы грузовой трансп. КК «Прогресс», а на основе опыта эксплуатации КК «С.» — существенно модернизированный КК «*Союз Т*».

Запуски КК «С.» осуществлялись 3-ступенчатой РН «Союз».

Г. И. Гадалин, Г. А. Назаров.

«СОЮЗ» — наименование серии советских 3-ступенчатых РН. Макс. масса (расчётная) полезного груза (при выведении на околоземную орбиту) ~ 7 т. Стартовая масса РН ~ 310 т, дл. 39,3 м (с КК «Союз»), макс. диаметр (по возд. рулям) 10,3 м. Первые две ступени аналогичны РН «*Восток*». 3-я ступень (дл. 8,1 м, диам. 2,66 м) имеет 4-камерный ЖРД однократного включения с одним ТНА (с 4 поворотными рулевыми соплами) с тягой в пустоте 298 кН. Время полёта РН «С.» на активном участке составляет ~ 9 мин. С помощью РН «С.» с 1966 выводились в космос нек-рые ИСЗ серии «Космос», затем КК «Союз», «Союз Т», КА «Прогресс». РН с дополнит. 4-й ступенью (тяга ЖРД 4-й ступени 67 кН), использовавшаяся с 4.2.1961 для вывода в космос КА «Луна-4» — «Луна-14», «Прогноз», «Молния», «Зонд-1» — «Зонд-3», «Марс-1», «Венера-1» — «Венера-8», «МАС», иногда именовалась РН «Молния».

РН «Союз»: слева — 4-ступенчатая РН «Союз» для вывода в космос первых КА «Марс», «Зонд», «Венера», «Молния», некоторых КА типа «Луна»; справа — 3-ступенчатая РН «Союз» для вывода в космос КК «Союз», «Союз Т», КА «Прогресс»



«СОЮЗ Т» — наименование серии советских трёхместных КК для полётов по орбите вокруг Земли. Предназначен также для использования в качестве трансп. КА одноразового применения для обслуживания орбит. станций типа «Салют» и для автономных полётов. «С. Т» создан на базе опыта разработки и эксплуатации КК «*Союз*». Компоновка «С. Т» такая же, как КК «Союз». Корабль имеет аналогичный состав и функциональное назначение отд. отсеков.

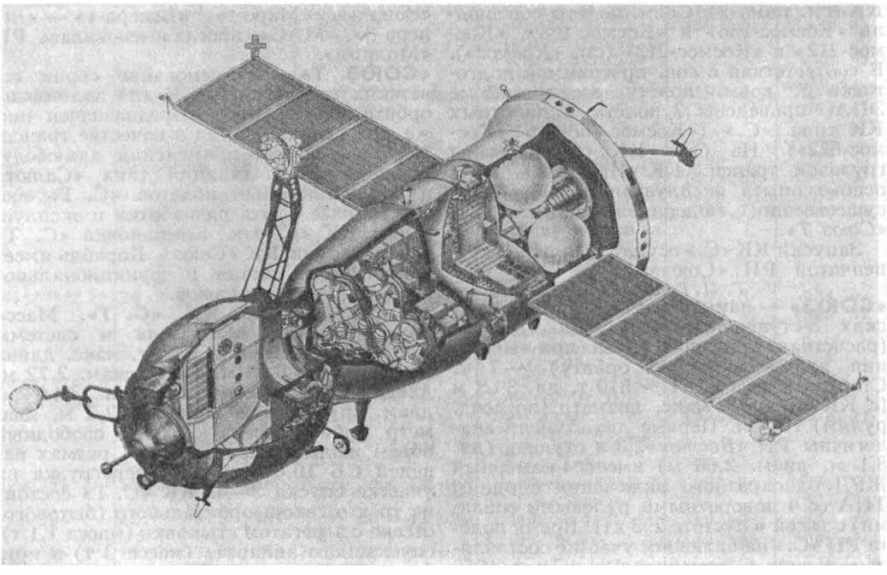
Характеристики КК «С. Т». Масса (без головного обтекателя и системы аварийного спасения) 6,85 т, макс. длина (по корпусу) 6,98 м, макс. диам. 2,72 м, длина спускаемого аппарата 2,14 м, диам. спускаемого аппарата 2,2 м, диаметр орбит. отсека 2,2 м, свободный объём жилых отсеков 6,5 м³, размах панелей СБ 10,6 м. Макс. перегрузка на участке спуска 3—4. КК «С. Т» состоит из трёх отсеков: орбитального (бытового) отсека с агрегатом стыковки (масса 1,1 т), спускаемого аппарата (масса 3 т) и приборно-агрегатного отсека (масса 2,75 т).

Особенности бортовых систем КК «С. Т». В основу системы управления движением положен принцип бесплатформенной инерциальной системы (отсутствуют гироскопы или гироплатформы) на базе бортового цифрового вычислит. комплекса. Все режимы ориентации, в т. ч. на Землю и Солнце, могут выполняться автоматически или при участии экипажа. Режимы сближения строятся на основе расчётов (с помощью бортовой ЦВМ) траекторий относительного движения и оптимальных манёвров при использовании информации от радиотехнич. системы сближения. Система осуществляет также автоматич. контроль динамич. операций и расхода топлива и может принимать решения об изменении режима работы. Управление системой производится по командной радиолинии с Земли или экипажем с использованием бортовых устройств ввода и отображения информации на дисплее. В системе предусмотрена возможность перехода к ручному управлению на любом этапе спуска.

Сближающе-корректирующая ДУ с маршевым ЖРД тягой 3,1 кН (установлен в карданном подвесе) объединена с системой двигателей причаливания и ориентации и использует единые компоненты топлива из общих баков. Схема объединённой (комбинированной) ДУ позволяет перераспределять топливо между разными видами двигателей, что обеспечивает оптимальное использование бортовых запасов и гибкость при выполнении программы полёта, особенно в нештатных ситуациях. В составе объединённой ДУ имеется 14 РД причаливания и ориентации с номин. тягой 137Н и 12 РД с номин. тягой 24,5 Н.

Система электропитания включает новые СБ, что сняло ограничение в части электропитания на время автономного полёта КК в зависимости от ёмкости хим. источников тока. Комплекс СЖО модернизирован (рассчитан на экипаж до 3 человек) и использует в системе обеспечения газового состава запасы газообраз-

ного кислорода и поглотители углекислого газа. Скафандры новой конструкции. В системе терморегулирования применены новые гидроагрегаты, в т. ч. новая конструкция радиатора-излучателя. Системы радиосвязи включают усовершенствованную командно-программную радиолинию и радиотелеметрич. систему. Антенны радиолинии размещены на СБ. На КК установлена новая ТВ система с лучшим качеством передачи изображения. СА имеет усовершенствованные парашютные системы и 6 РДТТ мягкой посадки с увеличенной энергетикой. На атмосферном участке выведения на орбиту КК закрыт обтекателем, на к-ром установлена более совершенная система аварийного спасения (оснащена новыми РДТТ и автоматикой), к-рая обладает улучшенными характеристиками, в частности по уводу СА из опасной зоны. Для повышения надёжности КК введено дублирование наиболее ответств. операций, в частности по разделению отсеков, отстрелу наружной части визира-ориентатора и гермоплаты СА, отстрелу крышек парашютных контейнеров, отделению лобового теплозащитного экрана и т. д.



КК «Союз Т»

Сведения о запусках. В 1979—83 выведено на орбиту ИСЗ 9 КК серии «С. Т» (см. табл.). «С. Т» — «С. Т-4» стыковались с орбит. станцией «Салют-6», «С. Т-5» — «С. Т-7» и «С. Т-9» с орбит. станцией «Салют-7». КК «С. Т» (беспилотный) предназначался для отработки конструкции и систем в условиях длит. совместного полёта со станцией. КК «С. Т-2» совершил первый испытат. полёт, и экипаж выполнил ручную стыковку. На КК «С. Т-3» — «С. Т-7» и «С.Т-9» на орбит. станции доставлялись осн. экипажи и экспедиции.

КК «С. Т» выводятся на орбиту 3-ступенчатой РН «Союз». *В. Н. Бобков.*

СПАСА́НИЕ КОСМОНА́ВТОВ И КОСМИ́ЧЕСКИХ ОБЪЕ́КТОВ. В *Договоре о космосе 1967* получил закрепление принцип, согласно к-рому гос-ва обязались рассматривать космонавтов как посланцев человечества в космос и оказывать им всемерную помощь в случае аварий, бедствия или вынужденной посадки. Космонавты, совершившие такую посадку, должны быть незамедлительно возвращены гос-ву, в регистр к-рого занесён их КК. В Договоре также предусмотрено, что при осуществлении деятельности в космич. пространстве и на небесных телах космонавты одного гос-ва должны оказывать возможную помощь космонавтам других гос-в (ст. V).

Сов. Союз в 1962 выступил инициатором разработки правовых норм, регулирующих вопросы спасания аварийно спустившихся космонавтов и космич. объектов. На первой сессии Юридич. подкомитета Комитета ООН по использованию космич. пространства в мирных целях (май — июнь 1962) сов. делегация внесла проект междунар. соглашения о спасании космонавтов, возвращении космонавтов и возвращении космических объектов. В 1964 проекты соглашений по этому вопросу были представлены США, а также совместно Австралией и Канадой. В течение пяти лет этот вопрос обсуждался на сессиях Юридич. подкомитета Комитета ООН по использованию космич. пространства в мирных целях.

Подписание Договора о космосе 1967 в значит. мере содействовало завершению работы над согласованием текста Соглашения о спасании космонавтов, возвращении космонавтов и возвращении космических объектов, запущенных в космическое пространство. 19.12.1967 Ген. Ас-

Полёты КК «Союз Т»

КК	Даты запуска и возвращения на Землю	Продолжительность полёта корабля (СА)	Экипаж	Начальные параметры орбиты				Даты стыковки и расстыковки с орбитальной станцией «Салют»
				высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин	
«Союз Т»	16.12.1979 — 26.3.1980	100 сут 9 ч 31 мин 40 с	Беспилотный	201	232	51,6	88,6	19.12.1979 — 24.3.1980
«Союз Т-2»	5.6—9.6.1980	3 сут 22 ч 19 мин 30 с	Малышев Ю. В., Аксёнов В. В.	202	249	51,6	88,7	6.6—9.6.1980
«Союз Т-3»	27.11—10.12. 1980	12 сут 19 ч 7 мин 42 с	Кизим Л. Д., Макаров О. Г., Стрекалов Г. М.	200	251	51,6	88,7	28.11 — 10.12. 1980
«Союз Т-4»	12.3—26.5. 1981	74 сут 17 ч 37 мин 23 с	Ковалёнок В. В., Савиных В. П.	200	250	51,6	88,7	13.3 — 26.5. 1981
«Союз Т-5»	13.5—27.8. 1982	106 сут 5 ч 6 мин 12 с	Березовой А. Н., Лебедев В. В. (возвратились на КК «Союз Т-7» 10.12.1982)	195	247	51,6	88,6	14.5 — 27.8. 1982
«Союз Т-6»	24.6—2.7. 1982	7 сут 21 ч 50 мин 52 с	Джанибеков В. А., Иванченков А. С., Кретьен Ж.-Л.	199	249	51,6	88,7	25.6 — 2.7. 1982
«Союз Т-7»	19.8—10.12. 1982	113 сут 1 ч 50 мин 44 с	Попов Л. И., Серебров А. А., Савицкая С. Е. (возвратились на КК «Союз Т-5» 27.8.1982)	202	235	51,6	88,6	20.8 — 10.12. 1982
«Союз Т-8»	20.4—22.4. 1983	2 сут 17 мин 48 с	Титов В. Г., Серебров А. А., Стрекалов Г. М.	200	230	51,6	88,6	—
«Союз Т-9»	27.6—23.11. 1983	149 сут 10 ч 46 мин	Ляхов В. А., Александров А. П.	201	229	51,6	88,6	28.6 —23.11. 1983

самблея ООН единогласно одобрила текст Соглашения, к-рое 22.4.1968 было открыто для подписания всеми гос-вами (вступило в силу 3.12.1968 после сдачи на хранение ратификац. грамот пятью пр-вами, включая СССР, Великобританию и США).

Соглашение состоит из преамбулы и 10 статей. Оно учитывает разл. непредвиденные обстоятельства и трудности, с к-рыми может столкнуться экипаж космич. объекта во время полёта. Соглашение предусматривает немедленную информацию властей, осуществивших запуск, и Ген. секретаря ООН в случае обнаружения факта аварии, бедствия или вынужденной посадки экипажа иностранного космич. объекта. В случае невозможности опознать и немедленно информировать об этом власти, осуществившие запуск, гос-во должно немедленно сообщить об этом для всеобщего сведения с помощью всех имеющихся в его распоряжении средств связи.

В случае вынужденной или непреднамеренной посадки экипажа на территории иностранного гос-ва последнее обязано незамедлительно принять все возможные меры для спасания экипажа и оказания ему всей необходимой помощи. При этом власти, осуществившие запуск, и Ген. секретарь ООН должны быть информированы о принимаемых с этой целью мерах и достигаемых результатах.

Соглашение обязывает гос-во, осуществившее запуск, сотрудничать со страной—участницей Соглашения, на территории к-рой приземлился экипаж, в целях эффективного проведения операций по поискам и спасанию. Совместные спасат. операции должны проводиться под руководством и контролем гос-ва, на территории к-рого приземлился экипаж космич. объекта.

В случае вынужденной посадки космонавтов в отдалённых р-нах открытого моря или в др. месте, не находящемся под юрисдикцией к.-л. гос-ва, гос-во, запустившее космич. объект, может обратиться к другим странам с просьбой оказать помощь в осуществлении операций по поискам и спасанию экипажа. В соответствии с Соглашением о спасании страны, к-рые в состоянии сделать это, должны оказать в случае необходимости такую помощь. При этом они должны информировать власти, осуществившие запуск, а также Ген. секретаря ООН о принимаемых ими мерах и достигаемых результатах. Для космич. полётов важное значение имеет служба предсказания опасных вспышек на Солнце, а также своевременное предупреждение об увеличении радиации, вызванной неожиданной солнечной вспышкой. В этой связи большое значение приобретает содержащееся в Договоре о космосе 1967 обязательство незамедлительного взаимного информирования гос-вами об установленных ими явлениях в космич. пространстве, в т. ч. на Луне и др. небесных телах, к-рые могли бы представить опасность для жизни или здоровья космонавтов.

Будущие более длит. полёты, возможно, потребуют междунар. договорённости относительно создания на национальной или международной основе космич. спасат. службы. В соответствии с Соглашением о спасании экипажу космич. объекта после успешного завершения операции по спасанию должны быть обеспечены безопасность и незамедлительное возвращение представителям властей, осуществивших запуск.

Соглашение о спасании 1968 предусматривает, что по просьбе властей гос-ва, осуществившего запуск, объекты, запущенные в космич. пространство, или их составные части, обнаруженные за пределами территории запускающего гос-ва, возвращаются представителям этих властей, к-рые по требованию должны представить опознават. данные объектов. Соглашение предусматривает также, что его участники должны информировать власти, осуществившие запуск космич. объекта, и Ген. секретаря ООН о фактах обнаружения и возвращения такого объекта или его составных частей на Землю, а также по просьбе властей, осуществивших запуск, предпринимать практически осуществимые меры для его спасания. Соглашение предусматривает случай, когда гос-во устанавливает, что космич. объект или его составные части, обнаруженные на территории этого гос-ва или спасённые им в к.-л. другом месте, являются опасными или вредными. В подобной ситуации упомянутое гос-во может уведомить об этом власти, осуществившие запуск. Последние, в свою очередь, обязаны незамедлительно принять эффективные меры для устранения возможной опасности. Операции по обезвреживанию опасного космич. объекта проводятся под руководством и контролем властей страны, на территории к-рой этот объект оказался.

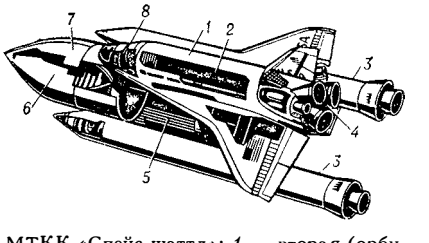
Соглашение о спасании предусматривает, что расходы, понесённые страной при выполнении обязательств по обнаружению и возвращению космич. объектов и их составных частей, должны быть возмещены властями, осуществившими запуск.

Положения Соглашения при определ. условиях распространяются на междунар. межправительств. орг-ции без формального присоединения этих орг-ций к Соглашению в качестве его стороны. В отличие от большинства междунар. соглашений о спасании на море и в воздухе, к-рые не проводят чёткого различия между обязанностями по спасанию человеческой жизни и материальных ценностей, Соглашение о спасании космонавтов, возвращении космонавтов и возвращении космических объектов гл. внимание уделяет детальному формулированию обязанностей договаривающихся сторон по спасанию жизни членов экипажа космич. объекта (ст. I, II, III, IV). Обнаружению и возвращению космич. объектов посвящена лишь одна статья Соглашения (ст. V). При этом меры по спасанию космич. объекта и его возвращению предпринимаются лишь по просьбе властей, осуществивших запуск, и с последующей компенсацией понесённых расходов.

Г. П. Жуков.

СПАСА́ТЕЛЬНЫЙ КОСМИ́ЧЕСКИЙ АППАРА́Т (СКА) — пилотируемый КА для оказания помощи экипажу КК (орбитальной станции) при аварии в космическом пространстве, а также на поверхности Луны и какой-либо планеты. Принципиально возможны разл. операции по спасанию экипажей КК, находящихся на околоземной орбите или на поверхности Луны: доставка с помощью СКА дополнит. оборудования, оказание технич. помощи экипажу аварийного КК для ликвидации аварии; эвакуация экипажа с аварийного КК и доставка его на Землю. СКА для операций спасания на околоземных орбитах по конструктивным особенностям будут близки к орбитальным трансп. КА; СКА для операций спасания на поверхности Луны или окололунной орбите — к кораблям *лунной экспедиции*. СКА должен иметь системы обеспечения подхода к аварийному КК (система сближения и стыковки, системы наведения и управления посадкой на Луну в р-не аварийного КК и т. д.); постоянную готовность к старту (вследствие непрогнозируемости аварийной ситуации на КК). Системы обеспечения подхода к месту аварии (сближения) должны функционировать при условии выхода из строя ответных систем аварийного КК (ответчика, системы шлюзования и т. д.). Спасание экипажа на поверхности Луны имеет свои особенности; в этом случае функции СКА может выполнить заранее размещённый в р-не предполагаемых работ экспедиции резервный КК. Спасание экипажей межпланетных КК путём высылки СКА в соответствующий р-н межпланетного пространства при наступлении аварийной ситуации проблематично, т. к. связано с большими временными затратами (напр., продолжительность экспедиции к Марсу—ок. 2 лет). При межпланетных полётах возможно решение задачи спасания проведением экспедиции одновременно двумя (или более) КК, каждый из к-рых может выполнять функции СКА; при этом сближение и стыковка КК на близких межпланетных траекториях аналогичны сближению и стыковке на орбите ИСЗ.

«СПЕЙС ШАТТЛ» (англ. Space Shuttle — космический челнок) — наименование пилотируемого транспортного космического корабля США многоразового использования для вывода космических аппаратов различного назначения на геоцентрические орбиты высотой 200—500 км, проведения на орбите научных исследований, технических экспериментов (в т. ч. военного характера), обслуживания обращающихся по орбите КА, доставки на Землю результатов исследований и экспериментов с борта этих объектов, а также самих КА с целью ремонта или модификации и последующего повторного вывода на орбиту. «С. ш.» является одним из элементов «космической транспортной системы», к-рая включает также *межорбитальные буксиры* для перевода полезного груза, выведенного на низкую геоцентрич. орбиту, на более высокую геоцентрич. орбиту вплоть до стационарной или на межпланетную (лунную) траекторию. Возможности КК типа «С. ш.» планируется широко использовать в военных целях: выводить в околоземное пространство военные связные, метеорологич., разведыват. спутники, корабли-буксиры для изменения орбит аппаратов военного назначения, создавать военные базы, командные пункты, системы противоракетной обороны космич. базирования. Цель милитаризации космоса — обеспечение



МТКК «Спейс шаттл»: *1* — вторая (орбитальная) ступень; *2* — отсек полезного груза; *3* — твердотопливный блок 1-й ступени; *4* — основной ЖРД орбитальной ступени; *5* — водородный отсек бака *7*; *6* — кислородный отсек бака *7*; *7* — внешний (подвесной) топливный бак; *8* — помещение для экипажа на орбитальной ступени

военного лидерства — главная задача «национальной космической политики» США.

Макс. полезный груз «С. ш.» 29,5 т при выводе на круговую орбиту выс. 185 км с наклонением 28°; макс. полезный груз, доставляемый «С. ш.» с орбиты на Землю, — 14,5 т. Габариты отсека с полезным грузом 18,3 × 4,6 м. Номин. длительность орбит. полёта «С. ш.» 7 сут,

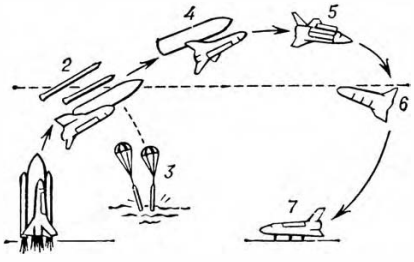


Схема полёта МТКК «Спейс шаттл»: *1* — пуск; *2* — отделение твердотопливных ускорителей; *3* — парашютная посадка ускорителей в океан; *4* — отделение сбрасываемого топливного бака; *5* — орбитальный полёт; *6* — торможение орбитальной ступени и вход в атмосферу; *7* — посадка

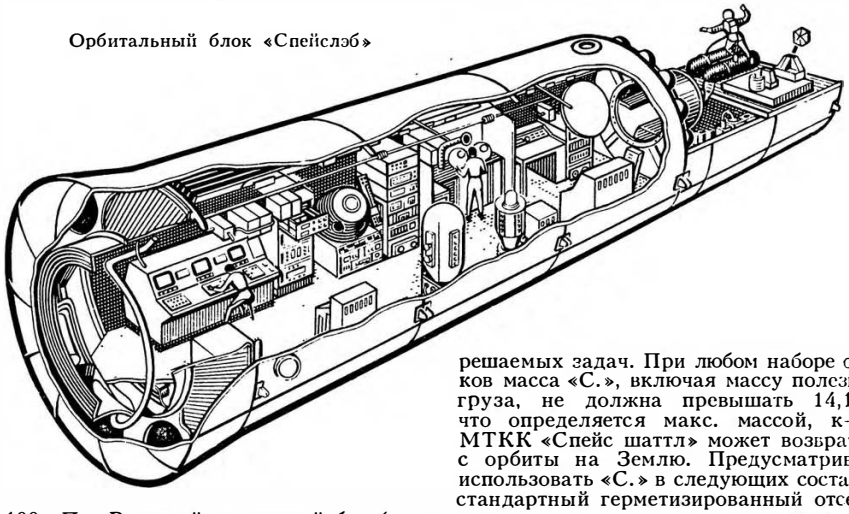
Транспортировка орбитальной ступени на фюзеляже модифицированного самолёта «Боинг-747»

а при наличии дополнит. запасов расходуемых материалов она увеличивается до 30 сут. Численность экипажа 7 человек, в т. ч. 4 человека — исследователи и экспериментаторы, не являющиеся профессиональными космонавтами. Экипаж совершает полёт без скафандров (за исключением выходов в открытый космос). Перегрузки на всех участках полёта не превышают 3 единиц.

Стартовая масса «С. ш.» ~ 2000 т, дл. 56 м. Он выполнен по 2-ступенчатой схеме с параллельным расположением ступеней. При старте (вертикальном) включаются двигатели обеих ступеней. Первой ступенью служат два твёрдотопливных блока (ускорителя) — см. *СРМ*. После отделения на выс. ~ 40 км они с помощью парашютной системы опускаются в океан, буксируются наплаву на стартовый комплекс и после восстановит. ремонта и снаряжения топливом используются повторно (до 20 раз). Вторая (орбитальная) ступень — крылатая пилотируемая. Осн. ДУ этой ступени использует жидкое топливо, хранящееся во внеш. сбрасываемом баке — единств. одноразовом элементе «С. ш.». После схода с орбиты орбит. ступень совершает планирующий спуск «с самолётной» посадкой на полосу близ стартового комплекса.

Каждый твердотопливный блок первой ступени имеет массу 584 т, дл. 45,7 м, диам. 3,71 м, ср. тягу 12,4 МН, продолжительность работы 122 с. Орбит. ступень имеет массу 111 т, дл. 37,3 м, высоту по килю 17,3 м, размах крыла 23,8 м. Крыло с двойной стреловидностью обеспечивает высокие характеристики при гиперзвуковом полёте и требуемое *аэродинамическое качество* при заходе на посадку и посадке. Каркас и обшивка ступени изготовлены из алюм. сплава, теплозащита — из композиц. материала «углерод — углерод», кварцевого волокна или спец. войлочного материала (в зависимости от степени нагрева защищаемого участка). Осн. ДУ состоит из трёх кислородно-водородных ЖРД *ССМЭ*. Макс. продолжительность непрерывной работы 8 мин. Общий ресурс 7,5 ч. ЖРД рассчитан на 55 полётов. На ступени предусмотрены два ЖРД маневрирования тягой по 27 кН, работающих на четырёхокиси азота и монометилгидразине, и 44 ЖРД ориентации тягой по 3,9 или 0,11 кН, работающих на том же топливе. ЖРД маневрирования обеспечивают довыведение ступени на орбиту после отделения внеш. топливного бака, коррекцию орбиты, сближение с другими орбит. объектами и торможение для схода с орбиты. ЖРД ориентации работают как на орбите, так и при входе в атмосферу, пока не становятся эффективными аэродинамич. поверхности. Орбит. ступень оснащается комплексной системой навигации, наведения и управления, способной работать как в автоматич., так и в ручном режимах. В состав системы входят инерциальные измерит. блоки, акселерометры и скоростные гироскопы, неск. бортовых ЦВМ, ИК датчики горизонта, звёздные датчики, датчики возд. параметров, радиовысотомер, оборудование радионавигац. системы «Такан» и системы обеспечения посадки. Пилоты используют ручки управления и педали. В системе терморегулирования предусмотрены контур циркуляции хладагента, радиаторы, теплоизоляция и нагреватели; в системе электропитания — водородно-кислородные топливные элементы (три батареи с пиковой мощностью по 10 кВт и средней — 7 кВт), аккумуляторные батареи и турбоэлектрогенераторы на продуктах разложения гидразина. В помещении для экипажа на орбит. ступени создаётся двухгазовая (20% O_2 и 80% N_2) атмосфера при давлении

Орбитальный блок «Спейслэб»



100 кПа. Внешний топливный бак (вместе с топливом) имеет массу 736 т, дл. 46,8 м, диам. 8,4 м. Он отделяется при суборбит. скорости и, продолжая движение по баллистич. траектории, входит в плотные слои атмосферы, частично разрушается и падает в океан. Сведения о полётах МТКК «Спейс шаттл» («Колумбия», «Челленджер», «Дискавери») даны в приложении II.

Д. Ю. Гольдовский.

«СПЕ́ЙСЛЭБ» (англ. Spacelab — космическая лаборатория) — наименование обитаемого блока многоразового использования, разработанного *Европейским космическим агентством* для проведения на околоземной орбите исследований и экспериментов для решения научных и хозяйственно-прикладных задач. «С.» рассчитан на размещение (без отделения) на амер. МТКК «*Спейс шаттл*» в ка-

Типы отсеков блока «Спейслэб»

Тип	Масса, без полезного груза, т	Макс. масса полезного груза, т	Длина отсека, м	Диаметр отсека м
Стандартный герметизированный	~4	~2,5	2,68	4,18
Удлинённый герметизированный	~8	5,5	5,36	4,18
Негерметизированный	0,635	3,5	2,97	4,36

честве полезного груза. Электропитание (до 6 кВт) от энергетической установки МТКК «Спейс шаттл»; ориентация (точность до 0,5°) и двусторонняя связь с Землёй — также с использованием соответствующих средств МТКК. СЖО и система терморегулирования «С.» автономные (используются только общие с МТКК радиационные теплообменники). Параметры искусств. атмосферы в герметизиров. отсеках «С.» соответствуют параметрам естеств. атмосферы на уровне моря. «С.» рассчитан на экипаж 2—4 космонавта. Номин. длительность полёта МТКК «Спейс шаттл» с «С.» на борту 7 сут, макс.— 30 сут. Один образец «С.» рассчитан на 50 полётов с сохранением пригодности к эксплуатации в течение 10 лет.

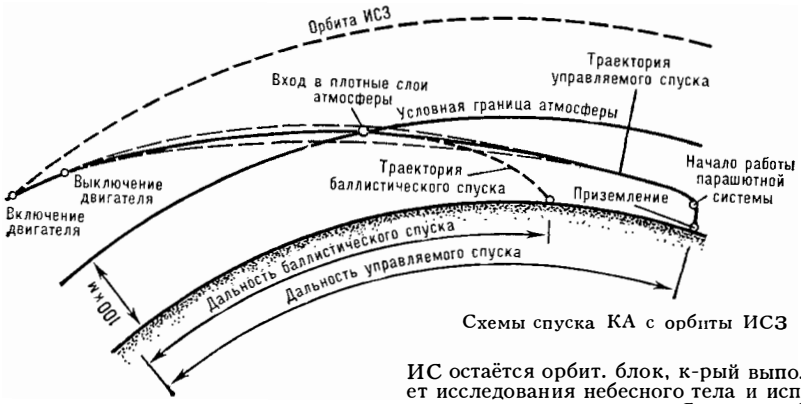
«С.» представляет собой набор отсеков трёх типов (см. табл.), в зависимости от решаемых задач. При любом наборе отсеков масса «С.», включая массу полезного груза, не должна превышать 14,1 т, что определяется макс. массой, к-рую МТКК «Спейс шаттл» может возвратить с орбиты на Землю. Предусматривают использовать «С.» в следующих составах: стандартный герметизированный отсек в сочетании с тремя негерметизированными; удлинённый герметизиров. отсек; пять негерметизиров. отсеков и пр. Герметизиров. отсек «С.» соединяется с помещением для экипажа МТКК гибким тоннелем-лазом диам. 1,2 м и дл. 4,6 м.

Первый полёт «С.» состоялся в нояб.—дек. 1983 с участием западно-европейского космонавта-экспериментатора — гражд. ФРГ У. *Мербольда*. При этом полёте, получившем назв. «С.-1», блок состоял из удлинённого герметизиров. и негерметизиров. отсеков.

СПУСК космического аппарата — полёт КА при приближении к небесному телу, завершающийся посадкой на его поверхность. Снижающийся КА обладает большой кинетич. энергией. Для уменьшения скорости и обеспечения безопасности посадки используются как взаимодействие КА с атмосферой (*спуск с торможением атмосферой*), так и *спуск с ракетным торможением*. Торможение атмосферой значительно выгоднее ракетного торможения, создаваемого ДУ, т. к. не требует затрат топлива. Трудности, возникающие при решении задачи С. в атмосфере, связаны со значит. аэродинамич. и тепловыми нагрузками, действующими на КА. Кроме того, необходимо обеспечить требуемую точность вывода КА в заданное место посадки при действии разл. возмущений, напр. вариаций плотности атмосферы, отклонений характеристик КА от расчётных, навигац. ошибок и т. п.

Скорость входа в атмосферу может меняться от околокруговой (1-й космической) до гиперболической, дальность полёта — от неск. сотен км до десятков тысяч км. Для данного КА приемлемы не любые нач. условия в точке входа. Допустимый разброс параметров движения в вертик. плоскости определяет т. н. *коридор входа*. Если спуск КА происходит на небесное тело, не имеющее атмосферы, для уменьшения скорости и обеспечения безопасной посадки используется ТДУ. Перегрузки при посадке и траектория КА определяются в основном тягой тормозного РД и программой изменения тяги во времени. При С. на небесное тело с разрежённой атмосферой сначала используется аэродинамич. торможение, а затем ракетное торможение.

СПУСК С РАКЕ́ТНЫМ ТОРМОЖЕ́НИЕМ — способ *спуска* КА, к-рый используется при посадке КА на небесное тело, не имеющее атмосферы. Если атмосфера разрежённая, С. с р. т. используется наряду со *спуском с торможением атмосферой*. Посадочная скорость определяется ограничениями, связанными с требованием безусловного обеспечения безопасности экипажа и сохранности оборудования КА. Для этого макс. значение вертик. составляющей посадочной скорости при наличии посадочных устройств не должно превышать 3—6 м/с, а горизонтальная составляющая должна быть столь малой, чтобы исключить опрокидывание КА в неблагоприятных условиях посадки (напр., при посадке на склон). Различают два осн. типа спуска — прямой спуск и спуск с промежуточной орбиты ИС (орбиты ожидания). Прямой спуск выполняется непосредственно с подлётной (попадающей) траектории. Спуск с промежуточной орбиты требует проведения предварит. манёвра перехода КА на орбиту ИС, спуск с к-рой обычно совершает часть КА — посадочная или взлётно-посадочная ступень, на орбите ИС остаётся орбит. блок, к-рый выполняет исследования небесного тела и используется как ретранслятор. Спуск с орбиты ожидания осуществляется либо с непрерывно работающим тормозным РД, либо по многоимпульсной схеме. Напр., при двухимпульсном манёвре первое включение тормозного РД сообщает КА импульс перехода на траекторию снижения, а второе включение обеспечивает гашение осн. составляющей подлётной скорости на основном участке торможения. На этом участке гасится значительная скорость (напр., ок. 1,8 км/с в случае посадки на Луну), что связано с большими затратами топлива. Траектория торможения выбирается оптимальной с точки зрения расхода топлива. При постоянной тяге тормозного РД оптимизируют программу суммарного угла тангажа.



Схемы спуска КА с орбиты ИСЗ

Нач. отклонения траектории спуска от номинальной могут парироваться за счёт регулирования тяги тормозного РД. Диапазон регулирования тяги зависит от параметров траектории спуска и точки начала торможения. Чем ближе эта точка к заданной точке посадки, тем больше необходимо форсировать (или дросселировать) РД для компенсации нач. возмущений.

Система управления КА формирует программу изменения вектора тяги РД на основе информации о скорости и положения КА относительно поверхности планеты в каждый момент времени, что обеспечивается измерит. системой. В её состав входят инерциальные приборы, а также аппаратура, измеряющая скорость КА относительно поверхности планеты и высоту. Эти измерения удобно выполнять радиолокац. методами. Возможно использование и оптич. приборов (напр., измерителя отношения скорости к высоте), но при этом требуется, чтобы поверхность небесного тела была освещена. Система управления обеспечивает также необходимую ориентацию КА перед включением тормозного РД и стабилизацию углового положения КА на активном участке торможения. Окончат. торможение происходит на т. н. прецизионном участке, где работают тормозные РД с небольшой тягой. Особенно высокие требования к точности управления предъявляются при С. с р. т. в заданную точку поверхности небесного тела. Обеспечение наиболее полной информации об относит. движении КА открывается с использованием предварительно доставленных на поверхность небесного тела маяков, оснащённых необходимой радиолокац. и оптич. аппаратурой. Доставить маяк в точно заданную точку поверхности можно, напр., с помощью планетохода. В дальнейшем может быть использовано наведение КА на маяк. В этом случае задача С. с р. т. в заданную точку во многом аналогична задаче *сближения* КА. Возможности системы управления расширяются, если в управлении участвует экипаж КА.

И. Н. Гансвинд.

СПУСК С ТОРМОЖЕ́НИЕМ АТМОСФЕ́РОЙ. КА входит в атмосферу с большой нач. скоростью. Аэродинамич. силы сопротивления при снижении замедляют КА, и его скорость уменьшается до малого (дозвукового) значения. В зависимости от тормозящих свойств атмосферы на процесс торможения влияют те или иные характеристики КА, осн. из к-рых являются *аэродинамическое качество* и нагрузка на лобовую поверхность, т. е. масса КА, отнесённая к площади его миделя. При спуске в атмосфере Земли нагрузка на лобовую поверхность несущественна, т. к. даже КА с нулевым аэродинамич. качеством и с большой нагрузкой на лобовую поверхность тормозятся до малых дозвуковых скоростей. В разрежённой атмосфере Марса со слабыми тормозящими свойствами только аппараты со сравнительно небольшими нагрузками на мидель в состоянии погасить нач. скорость до дозвуковых скоростей. Площадь миделя КА прямо связана с площадью миделя РН, поэтому с целью уменьшения нагрузки на лобовую поверхность используют раскрывающиеся конструкции, резко увеличивающие площадь миделя КА.

Другой путь достижения эффективности торможения в разрежённой атмосфере — использование КА самолётных форм с большим аэродинамич. качеством, но достаточно малой нагрузкой на лобовую поверхность. Интенсивность торможения атмосферой ограничивается допустимыми перегрузками для экипажа, приборов или конструкции КА (предельно допустимое значение перегрузки, при к-рой ещё гарантируется безопасность экипажа или работоспособность аппаратуры, устанавливается для каждого КА).

Характер траектории спуска в атмосфере определяется в основном аэродинамич. характеристиками КА, а также нач. условиями движения и параметрами атмосферы. Если КА не обладает подъёмной силой, то он осуществляет *баллистический спуск*. Вид баллистич. траектории С. целиком определяется нач. условиями входа в плотную атмосферу и прежде всего *углом входа*, т. е. углом наклона траектории на границе атмосферы. Баллистич. спуск связан с большими перегрузками, обусловленными неуправляемым аэродинамич. торможением и с большим возможным отклонением фактич. точки посадки от заданной. Баллистич. спуск применялся при первых космич. полётах человека (сов. КК «Восток» и амер. КК «Меркурий»). Он рассматривается как резервный на случай отказа основной системы управления. При *планирующем спуске* используются несущие способности КА, т. е. его аэродинамическое качество.

При торможении кинетич. энергия КА расходуется на нагрев окружающего воздуха и лишь небольшая часть (не превышающая 1%) в виде тепловой энергии затрачивается на нагрев и унос теплозащиты. Темп-ра воздуха, соприкасающегося с КА, возрастает настолько, что вокруг КА образуется плазменное облако, затрудняющее радиосвязь с КА на большей части траектории снижения. Воздействие тепловых потоков на корпус КА зависит от вида траектории спуска. При крутых траекториях возникают большие тепловые потоки. На пологих траекториях, характерных для планирующего спуска, тепловые потоки меньше, но т. к. продолжительность полёта в атмосфере увеличивается, полное кол-во притекающей теплоты возрастает.

Спуск со скоростью, меньшей второй космической. Происходит при возвращении КА с орбиты искусственного спутника небесного тела. Траектория движения КА в атмосфере, перегрузки и тепловые потоки, действию которых он подвергается, определяются для данного КА углом входа в атмосферу. Значение угла входа зависит от значения и направления тормозного импульса, который создаётся ДУ для схода КА с орбиты спутника. Если исходная орбита достаточно низкая, то для торможения могут применяться аэродинамич. тормозные устройства или реактивное торможение двигателями малой тяги. В этих случаях снижение КА происходит по спирали вплоть до достижения границы плотной атмосферы. Траектория спуска в атмосфере может быть баллистической или планирующей. В последнем случае может осуществляться управление спуском (см. *Управляемый спуск*).

Спуск со скоростью, превышающей вторую космическую. Происходит в тех случаях, когда КА возвращается из межпланетного полёта. Скорость входа в атмосферу Земли при этом может составлять от 11 км/с и более. Манёвры торможения КА, обладающих большой скоростью входа, отличаются разнообразием. Ю. В. *Кондратюком* был предложен способ торможения с последовательными погружениями в атмосферу, позволяющий постепенно гасить скорость КА. Неоднократно погружаясь в плотную атмосферу, КА выходит на промежуточные замкнутые орбиты, пока скорость не уменьшится до значения, при к-ром КА уже не будет обладать энергией, достаточной для выхода на околопланетную орбиту вне пределов плотной атмосферы. Широко используется манёвр с двумя участками погружения КА в атмосферу, разделёнными участком баллистич. полёта за пределами атмосферы. Наибольшие аэродинамич. и тепловые нагрузки возникают на участке первого погружения, где КА тормозится до скорости, неск. меньшей первой космической. К управлению движением КА на этом участке предъявляются повышенные требования. Спуск с двумя погружениями был, напр., применён при возвращении на Землю после облёта Луны сов. КА «Зонд-6» и «Зонд-7» со скоростями, несколько меньшими второй космической. Траектория спуска КА, имеющего скорость выше второй космической, может быть и траекторией «прямого» спуска, не выходящей из плотных слоёв атмосферы после погружения в неё. Так был осуществлён спуск на Землю возвращаемых аппаратов КА «Луна-16, -20, -24». Бо́льшая, чем первая космическая, скорость входа КА в атмосферу обусловливает рост интенсивности нагрева и полного кол-ва теплоты, переданного аппарату в процессе торможения; это усложняет проблему обеспечения теплозащиты. Ширина *коридора входа* в атмосферу при таких скоростях входа меньше, чем при околокруговых, и уменьшается с ростом скорости входа. Для обеспечения посадки КА в заданном р-не необходимо управление спуском в атмосфере по дальности и боковому смещению с учётом ограничений по условиям спуска (перегрузки, нагрев).

И. Н. Гансвинд.

СПУСКА́ЕМЫЙ АППАРА́Т (СА) — *космический аппарат* или часть КА для спуска и посадки на поверхность Земли или другого небесного тела. На пилотируемых КА, рассчитанных на возвращение экипажа, СА является *герметическая кабина*, на автоматич. КА (беспилотных) — капсула с приборами.

В состав СА входят следующие осн. системы: комплекс средств обеспечения посадки (*приземления система*); система управления движением (датчики, блоки логики, *реактивная система управления* и др.); средства управления бортовым комплексом и его электроснабжения; радиотехнич. система (включая средства пеленгации), средства телеметрич. измерений и автономной регистрации; система терморегулирования и др. На космич. кораблях СА дополнительно оснащаются: комплексом СЖО, креслами и пультами космонавтов, переговорными и ТВ устройствами, элементами системы ручного управления, средствами мед. контроля. В СА размещаются также науч. аппаратура и оборудование для проведения технич. экспериментов или специализиров. средства, состав к-рых определяется задачами полёта.

Корпус СА КК обычно изготавливается из металла (алюм., магниевый, титановый сплав) и имеет герметично закрывающиеся люки для посадки экипажа, перехода в другие отсеки или другие КА, гермоплаты для вывода бо́ртовой кабельной сети, гидро- и пневмокоммуникации, фланцы для размещения гермоотсеков и контейнеров (напр., отсека пневмоагрегата, *парашютной системы* и т. д.); снаружи отсеки и контейнеры закрываются крышками. Крышки парашютных систем с помощью пиросистем отделения вводят в поток парашюта СА. Внеш. поверхность СА покрывается тепловой защитой, внутр. оболочка — декоративными панелями для создания интерьера в соответствии с требованиями эргономики, для обеспечения тепло- и звукоизоляции. Днище СА выполнено конструктивно т. о., что при посадке на жёсткий грунт (напр., мёрзлый или каменистый) за счёт деформации частично амортизирует СА, ограничивая экстремальные перегрузки до допустимых значений. В СА КК «Меркурий» применена система амортизации при посадке СА на воду — возд. амортизатор, образуемый лобовым теплозащитным экраном и цилиндрич. юбкой из ткани, усиленной стальными лентами (лобовой теплозащитный экран после отделения от СА раскрывает цилиндрич. юбку, заполняемую воздухом). СА КК «Аполлон», помимо амортизиров. внутр. рамы с креслами пилотов, использует сотовые сминающиеся элементы конструкции, рассчитанные на приводнение СА с повышенными скоростями (в случае ненаполнения одного или двух парашютных куполов из трёх). СА бывают сферич. формы, в виде усечённого конуса и др. Напр., СА КК «Восток» и «Восход» имеют сферич. форму, а СА КК «Меркурий» выполнен в виде притуплённого обратного конуса малого удлинения с лобовым теплозащитным экраном в виде сферич. сегмента. Эти СА спускаются с орбиты ИСЗ по *баллистической траектории*, причём на участке спуска реализуются повышенные перегрузки (n_{max} = 8—10). При возникновении аварийной ситуации с РН (на участке выведения) прохождение СА атмосферы может происходить с перегрузками, приближающимися к максимально допустимому для экипажа значению ($n \approx 20$).

Аэродинамич. форма и положение центра тяжести выбираются с учётом обеспечения аэродинамич. устойчивости аппарата. Усовершенствование аэродинамич. формы и систем управления СА привело к появлению СА «планирующего спуска», использующих небольшие значения аэродинамич. *подъёмной силы* (*аэродинамическое качество* на гиперзвуковых скоростях 0,2—0,5). Спуск таких СА осуществляется по планируемой траектории (см. *Управляемый спуск*), что позволяет значительно снизить перегрузки, уменьшить интенсивность аэродинамич. нагрева, а также произвести манёвр с посадкой в заданном районе. К СА «планирующего спуска» относятся СА кораблей «Союз», «Зонд», «Джемини» и «Аполлон».

Роль аэродинамич. поверхностей, создающих подъёмную силу у СА «планирующего спуска», выполняет лобовой теплозащитный экран. С целью управления СА на атмосферном участке центр тяжести его смещён относительно продольной оси, что обеспечивает балансировку СА с *углом атаки* относительно набегающего потока; подъёмная сила появляется за счёт несимметричного обтекания поверхности СА. Управление вектором подъёмной силы в плоскости траектории осуществляется разворотом СА относительно вектора скорости с помощью микродвигателей. Несимметричное обтекание СА набегающим потоком при наличии заданного эксцентриситета центра тяжести с целью получения аэродинамич. качества приводит к несимметричному распределению тепловых потоков по поверхности СА и, следовательно, к несимметричному распределению теплозащиты.

В. Е. Миненко.

СПУ́ТНИК — название ИСЗ, получившее распространение с 1957, после запуска первых в мире сов. ИСЗ.

«СПУ́ТНИК» — наименование советской 2-ступенчатой РН, с помощью к-рой были запущены первые сов. ИСЗ. См. «*Восток*».

СПУТНИ́КИ ПЛАНЕ́Т естественные — космические тела, обращающиеся вокруг больших планет *Солнечной системы*. К 1979 было известно 34 спутника планет Солнечной системы. Благоприятные условия для наблюдения Сатурна с Земли, а также полёты КА «Пионер-11», «Вояджер-1» и «Вояджер-2» привели к открытию новых спутников Юпитера и Сатурна. В частности, было обнаружено, что по орбите спутника Сатурна Дионы обращается ещё один спутник. На кон. 1983 известно 43 С. п., в т. ч. 15 спутников Юпитера и 17 спутников Сатурна. Поперечники этих вновь открытых спутников малы (неск. десятков км), а орбиты ряда спутников пока недостаточно изучены. Кроме того, у Сатурна, Урана и Юпитера имеются кольца (у Урана открыты в 1977), состоящие из бесчисл. мелких спутников. У Меркурия и Венеры С. п. не найдены. Как правило, у С. п., близких к планете, орбиты почти круговые и лежат близко к плоскости эквато-

ра планеты (регулярные С. п.). Орбиты 9 внеш. спутников Юпитера, Сатурна (Япет и Феба) и Нептуна имеют значит. наклоны к плоскости экватора, либо большие эксцентриситеты, либо и то и другое (иррегулярные С. п.). У 4 далёких спутников Юпитера, у Фебы и Тритона движение по орбите происходит против осевого вращения планеты. Орбиты С. п., за исключением наиболее близких к планете, подвергаются заметным гравитац. возмущениям от Солнца. У С. п., особенно далёких от своей планеты (4 внеш. спутника Юпитера, Феба и Нереида), возмущения столь велики, что их орбита сильно отличается от кеплеровского эллипса.

Крупнейшие С. п. имеют поперечники до 5000—6000 км, а наименьшие — в десятки км. Размеры малых спутников планет-гигантов определены приближённо по видимому блеску (на основе предполагаемой отражат. способности поверхности).

Самыми малыми из известных являются спутники Марса — Фобос и Деймос. Фобос расположен так близко к планете, что имеет период обращения меньше периода осевого вращения Марса (поэтому он восходит на западе и заходит на востоке). Снимки спутников Марса, полученные с близкого расстояния амер. КА «Маринер» и «Викинг», позволили определить их размеры и показали, что они обращены к планете одной стороной и что их форма значительно отличается от сферической, а поверхность покрыта ударными кратерами разных размеров. Отклонения от сферич. формы, по-видимому, вызваны разрушением наружного слоя наиболее мощными ударами. На поверхности Фобоса имеются системы параллельных гряд и борозд, происхождение к-рых неясно.

Четыре крупнейших спутника Юпитера (т. н. галилеевы) обращены к планете одной стороной. Их массы уточнены по возмущениям, к-рые они оказывали на движение КА, когда эти аппараты пролетали около Юпитера. Судя по средней плотности, Ио и Европа являются каменистыми телами, тогда как Ганимед и Каллисто содержат значительное количество льдов. У трёх внешних спутников атмосферы не обнаружены. Вокруг Ио спектроскопически обнаружено протяжённое облако, содержащее натрий и нек-рые другие элементы. Водород и, по-видимому, др. элементы образуют облако, тянущееся вдоль орбиты Ио. Своим движением вокруг планеты Ио возмущает магнитосферу Юпитера, что проявляется в радиоизлучении послед-

Спутники планет (1983)

Планета и спутник	Среднее расстояние от центра планеты, тыс. км	Визуальная звёздная величина в среднее противостояние	Период обращения, сут	Эксцентриситет орбиты	Наклонение орбиты, град.	Радиус, км	Масса, 10^{21} кг	Средняя плотность, 10^3 кг/м^3	Вторая космическая скорость, км/с	Год открытия
Земля										
Луна	384,4	−12,74	27,3217	0,0549	18,2—28,6	1738	73,4	3,34	2,37	—
Марс										
1 Фобос	9,4	11,6	0,3189	0,015	1,1	14×11×9		≲3	0,008	1877
2 Деймос	23,5	12,7	1,262	0,0008	0,9—2,7	8×6×6		≲3	0,004	1877
Юпитер										
14 Адрастея	134	—	0,3	—	~0	—	—	—	—	1979
5 Амальтея	181,3	13	0,489	0,003	0,4	120	—	—	—	1892
15 1979 J 2	222	—	0,67	—	~0	~40	—	—	—	1979
1 Ио	421,6	5	1,769	0	0	1820	89,1	3,5	2,56	1610
2 Европа	670,9	5,3	3,551	0	0,5	1565	48,7	3	2,04	1610
3 Ганимед	1070	4,6	7,155	0,001	0,2	2638	149,19	1,93	2,74	1610
4 Каллисто	1880	5,6	16,689	0,01	0,2	2420	107,52	1,83	2,44	1610
13 Леда	11110	20	240	0,146	26,7	~5	—	—	—	1974
6 Гималия	11470	14,8	250,6	0,158	27,6	85	—	—	—	1904
10 Лиситея	11710	18,4	260	0,13	29	~12	—	—	—	1938
7 Элара	11740	16,4	260,1	0,207	24,8	40	—	—	—	1905
12 Ананке	20700	18,9	617	0,17	147	~10	—	—	—	1951
11 Карме	22350	18	692	0,21	164	~15	—	—	—	1938
8 Пасифе	23300	17,7	735	0,38	145	~20	—	—	—	1908
9 Синопе	23700	18,3	758	0,28	153	~15	—	—	—	1914
Сатурн										
1980 S28	137,3	—	0,602	—	~0	~15	—	—	—	1980
1980 S27	139,4	—	0,613	—	~0	110	—	—	—	1980
1980 S26	141,7	—	0,629	—	~0	100	—	—	—	1980
1980 S3	151,4	—	0,694	—	~0	45×20	—	—	—	1980
1980 S1	151,5	—	0,695	—	~0	50×45	—	—	—	1980
1 Мимас	188,2	12,9	0,964	0,0201	1,5	195	0,0375	1,2	0,16	1789
2 Энцелад	240,2	11,8	1,390	0,0044	0	250	0,085	1,3	0,15	1789
3 Тефия	296,6	10,3	1,907	0	1,1	525	0,622	1	0,4	1684
1980 S33	~296	—	~1,91	—	~0	~20	—	—	—	1980
1981 S2	~296	—	~1,91	—	~0	—	—	—	—	1981
1980 S6	378,6	—	2,739	—	~0	~80	—	—	—	1980
4 Диона	379,1	10,4	2,756	0,0022	0	560	1,05	1,4	0,5	1684
5 Рея	527,8	9,7	4,528	0,001	0,4	765	2,489	1,3	0,66	1672
6 Титан	1221	8,4	15,938	0,0289	0,3	2570	134,56	1,9	2,64	1655
7 Гиперион	1502	14,2	21,739	0,1042	0,4	~175×100	—	—	—	1848
8 Япет	3559	10,2—11,9	79,242	0,0283	~14,7	720	~2,2	~1,4	~0,45	1671
9 Феба	10583	16,5	406,487	0,1633	150	40	—	—	—	1898
Уран										
5 Миранда	130	16,5	1,414	0,017	3,4	150	—	—	—	1948
1 Ариэль	192	14,4	2,52	0,0028	~0	400	—	—	—	1851
2 Умбриэль	267	15,3	4,144	0,0035	~0	275	—	—	—	1851
3 Титания	438	14	8,706	0,0024	~0	500	—	—	—	1787
4 Оберон	586	14,2	13,463	0,0007	~0	450	—	—	—	1787
Нептун										
1 Тритон	354	13,6	5,877	0	160	1600	—	—	—	1846
2 Нереида	5510	18,7	365,2	0,75	27,6	150	—	—	—	1949
Плутон										
1 Харон	~20	—	6,4	—	—	~1000	—	—	—	1978

Примечания. 1. Эксцентриситеты и наклонения орбит спутников не остаются постоянными из-за возмущений, вызываемых в основном несферичностью планет и притяжением Солнца. Поскольку для близких спутников основную роль играет несферичность планеты, а для дальних — возмущения от Солнца, наклонения для ближних спутников даны относительно экватора планеты, а для дальних (у Юпитера — Леда и более далёкие, у Сатурна — Феба, у Нептуна — Нереида) — относительно плоскости орбиты планеты. 2. Радиусы спутников Урана и Нептуна вычислены в предположении, что визуальное геометрическое альбедо равно 0,5. 3. В таблицу включены только массы спутников, определённые непосредственно по гравитационным возмущениям.

него. На Ио обнаружены «вулканы» с выбросами SO_2.

Спутник Сатурна Титан — самый крупный в Солнечной системе (по размерам он превосходит Меркурий) — обладает атмосферой из азота. Его низкая ср. плотность указывает на то, что он состоит в значит. мере изо льдов. Аналогичный состав имеют, вероятно, внеш. спутники Юпитера и большинство спутников остальных планет-гигантов.

СПУ́ТНИКОВАЯ ГЕОДЕ́ЗИЯ — раздел *геодезии космической*, рассматривающий теории и методы решения практич. и науч. задач геодезии по результатам наблюдений ИСЗ и др. КО. Наблюдения ИСЗ, а именно фотографирование его на фоне звёзд спец. камерами или измерения дальности и радиальной скорости ИСЗ при помощи радиотехнич. и лазерных устройств, позволяют определять координаты пунктов и направления хорд земной поверхности (геометрические задачи), уточнять параметры, характеризующие *гравитационное поле Земли* (динамич. задачи), а также определять взаимное положение островов и материков, исследовать движение земных полюсов, изучать изменения геодезич. параметров Земли во времени и т. д. Применение лазера для измерений расстояний (см. *Уголковый отражатель*) возродило интерес к Луне как к объекту наблюдений для решения задач С. г.

При решении геометрич. задач С. г. ИСЗ считается точкой, фиксированной в пространстве в нек-рый момент времени. Синхронные (одновременные) наблюдения ИСЗ из ряда опорных пунктов и пункта, координаты к-рого неизвестны, позволяют определить его положение в единой системе координат опорных пунктов. Наблюдение неск. ИСЗ даёт возможность построить сеть *спутниковой триангуляции* или проложить векторный ход.

Для решения динамич. задач С. г. нужно знать законы движения спутника на орбите (см. *Небесная механика*). Если законы движения ИСЗ считаются хорошо известными, то наблюдения его дают возможность определить координаты пункта наблюдений (орбитальный метод). При уточнении параметров гравитац. поля Земли решение задачи осложняется наличием большого числа параметров и необходимостью учёта влияния факторов, возмущающих движение ИСЗ. Наилучшее решение задачи достигается, когда используются наблюдения или данные о движении ИСЗ с орбитами разных наклонов и высот, а также данные наземной гравиметрической съёмки (см. *Гравиметрия*). Для исследования или исключения таких возмущений, как, напр., сопротивление атмосферы Земли, используют т. н. *геодезические искусственные спутники Земли*, орбиты к-рых выбирают для этой цели особо. В решении динамич. задач С. г. большую роль играет применение радиотехнич. и лазерных методов наблюдений движения ИСЗ и дальних КО.

СПУ́ТНИКОВАЯ МЕТЕОРОЛО́ГИЯ — раздел метеорологии, разрабатывающий методы получения и использования метеорологич. информации с помощью аппаратуры, установленной на *метеорологических искусственных спутниках Земли*. ТВ и ИК аппаратура даёт возможность получать днём и ночью изображения Земли, позволяющие изучать особенности структуры и распределения её облачного покрова, а также определять темп-ру подстилающей поверхности или верхней границы облаков. Типизация крупномасштабных структур облачного покрова и установление их связи с погодообразующими процессами создали основу для спутникового анализа облачности (н е ф а н а л и з а), состоящего в дешифровании изображений облачности в целях определения синоптич. ситуации (этим значительно дополняется информация о состоянии атмосферы, получаемая с наземных станций, особенно над океанами и в тропиках, что улучшает качество прогнозов погоды). Особенно важна роль спутниковой информации для своевременного распознавания, прослеживания и прогноза тропических штормов и ураганов; спутниковые изображения подстилающей поверхности позволяют получать и ценные сведения о ледяном и снежном покровах.

В комплекс аппаратуры метеорологич. спутников входят также актинометрич. приборы для измерений отражённой Землёй в космос солнечной радиации и собств. теплового излучения Земли в космич. пространство; это даёт возможность изучать закономерности планетарного распределения прихода — расхода теплоты, что имеет особенно важное значение для исследований изменчивости климата и для его прогноза. Решена задача термич. зондирования атмосферы — восстановления вертик. профиля темп-ры воздуха по данным спектральных измерений уходящего излучения в области полосы поглощения углекислого газа (длина волны 15 мкм); существенные успехи достигнуты в определении вертик. профилей концентрации водяного пара и озона. Разработаны дистанционные методы определения таких параметров, как содержание в атмосфере малых газовых и аэрозольных (в т. ч.— загрязняющих) компонентов, влажности грунта и др.

В рамках Программы исследований глобальных атмосферных процессов (ПИГАП) разрабатывается глобальная спутниковая система метеорологич. наблюдений и её элементов; такая система должна состоять из неск. ИСЗ на полярных орбитах и 4—5 геостационарных ИСЗ, использование к-рых позволяет осуществлять непрерывное слежение за развитием погодообразующих процессов в экваториальных и субтропич. широтах. *К. Я. Кондратьев.*

СПУ́ТНИКОВАЯ СВЯЗЬ — связь с помощью ИСЗ, заключающаяся в передаче сигналов с одной или нескольких земных станций (ЗС) в сторону ИСЗ с последующей ретрансляцией их всем ЗС системы; разновидность *космической связи*. Если ЗС наблюдают *связной искусственный спутник Земли* одновременно (см. *Зона видимости*), то в принципе возможно установление связи между этими станциями.

Осн. особенность систем С. с., принципиально отличающая их от наземных, заключается в том, что ретранслятор, установл. на ИСЗ, может одновременно обслуживать определ. территорию на поверхности Земли, к-рая расширяется с увеличением высоты полёта ИСЗ и в предельном случае может достигать почти половины территории Земли. Наземные же линии (напр., радиорелейные линии) проходят в определ. направлении и могут обслуживать лишь прилегающие р-ны. Исключение составляет КВ радиосвязь, с помощью к-рой можно организовать связь в зоне. Но линии КВ связи обладают малой пропускной способностью, вследствие чего они не могут конкурировать со спутниковыми.

Достоинство С. с.— возможность одновременной работы через один ретранслятор большого числа ЗС (см. *Многостанционный доступ*). При этом связь может быть как радиальной, т. е. одной ЗС (центральной) со всеми остальными, так и по принципу «каждый с каждым», предполагающему одновременную связь всех ЗС между собой. Создание систем С. с. сопряжено с большими капитальными и эксплуатац. расходами; в то же время стоимость каналов С. с. не зависит от расстояния между ЗС. В результате такие системы оказываются особенно экономически эффективными для связи достаточно удалённых ЗС, а также в сложных географич. условиях, где сооружение наземных линий связи связано с большими трудностями. Линии С. с. универсальны в отношении передаваемой информации. Вследствие широкополосности и большой пропускной способности они могут быть использованы для обмена ТВ (см. *Спутниковое телевизионное вещание*) и радиовещат. программами, передачи многоканальных телефонных сообщений, телеграфных и фототелеграфных сигналов, а также цифровой информации. При этом качественные показатели каналов С. с. могут быть выдержаны весьма высокими и соответствовать нормам на наземные линии. С. с. не может заменить или вытеснить иные виды связи, т. к. ей отводится более скромная роль — дополнение и резервирование существующих наземных линий связи. Наиболее простая и очевидная функция сети спутниковой связи — передача циркулярной информации: телевидения, радиовещания и т. д. (см. «*Орбита*», «*Москва*», «*Экран*»), что позволяет осуществить такую передачу в отдалённые районы значительно дешевле, чем по наземным линиям. Следует отметить, что использование связных ИСЗ позволяет осуществлять связь с кораблями, самолётами и другими подвижными объектами. При этом скорость перемещения объекта (даже при связи с самолётом) не является препятствием к установлению двусторонней связи. Т. о., при правильном выборе расположения ЗС и оптимальном использовании пропускной способности ретранслятора системы С. с. могут служить существенным дополнением к имеющимся наземным линиям, а в нек-рых случаях оказываются практически незаменимыми. *К. П. Мустафиди.*

СПУ́ТНИКОВАЯ ТРИАНГУЛЯ́ЦИЯ — раздел *спутниковой геодезии*, в к-ром геодезические задачи решаются на основе позиционных (угловых) наблюдений ИСЗ, преимущественно фотографических. Такие наблюдения позволяют определить положение совокупности точек земной поверхности в единой системе прямоугольных координат и т. о. построить сеть С. т.; измерения расстояний до ИСЗ с помощью лазерного спутникового дальномера, производимые одновременно с позиционными наблюдениями, дают возможность существенно повысить точность определения координат. Геодезич. построения, основанные на таких совм. наблюдениях ИСЗ, наз. г е о д е з и ч е с к и м и в е к т о р н ы м и х о д а м и.

СПУ́ТНИКОВОЕ ТЕЛЕВИЗИО́ННОЕ ВЕЩА́НИЕ — передача ТВ программ абонентам с использованием ИСЗ; разновидность *спутниковой связи*. В СССР первая распределительная ТВ сеть с применением ИСЗ была создана в 1967 с вводом в строй 20 первых станций «*Орбита*». Программа центрального ТВ, формируемая в Москве, по радиорелейной

линии подаётся на передающую *земную станцию* вблизи Москвы. Антенна станции излучает радиосигнал (модулированный ТВ) в направлении ИСЗ, где этот сигнал усиливается, преобразуется по частоте и излучается передающей антенной ИСЗ в направлении Земли. Приёмные земные станции типа «Орбита» (их антенны наводятся на ИСЗ) принимают сигнал с ИСЗ, усиливают его, демодулируют и по соединит. линии подают программу центрального ТВ на местный телецентр (или наземный ТВ ретранслятор), осуществляющий передачу этой программы непосредственно абонентам в метровом диапазоне волн. В 1977 в СССР была создана система спутникового ТВ «*Экран*», в к-рой за счёт использования более мощного передатчика ИСЗ (подводимая к антенне мощность 200 Вт) появилась возможность создать простые приёмные установки коллективного пользования. В этой системе принимаемая ТВ программа ретранслируется абонентам либо через местный телецентр, либо через маломощный ТВ ретранслятор в выделенном ТВ канале в метровом диапазоне волн. Приёмные установки «Экран» практически не требуют спец. помещений, обслуживания и имеют неподвижные антенные устройства (антенна типа «волновой канал»). Создание такой системы позволило охватить ТВ небольшие населённые пункты, где стр-во дорогостоящих станций типа «Орбита» экономически нецелесообразно. С кон. 1970-х гг. в СССР и за рубежом ведутся работы по созданию системы нац. ТВ, к-рые обеспечат возможность коллективного или индивидуального приёма ТВ программ на бытовые телевизоры с использованием спец. антенн и преобразователей вида сигнала. На Всемирной административной конференции по радиосвязи (Женева, 1977) для этих нужд выделен диапазон 12 ГГц и распределены позиции ИСЗ на геостационарной орбите и частотные каналы для различных стран.

СРЕ́ДНЕЕ ДВИЖЕ́НИЕ — характеристика движения точки в *задаче двух тел*. По физ. смыслу С. д. представляет собой ср. угловую скорость движения точки по кеплеровскому эллипсу с большой полуосью *a*. С. д. *n* иногда употребляется в качестве элемента орбиты вместо большой полуоси *a* и связано с ней формулой

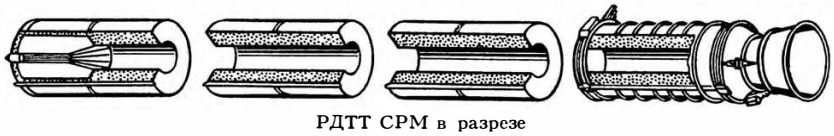
$$n=\mu^{1/2}a^{-3/2},$$

где μ — произведение *гравитационной постоянной* на сумму масс в задаче двух тел.

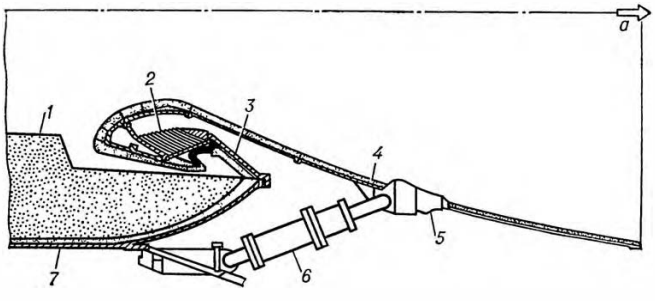
СРЕ́ДСТВА ИСПЫТА́НИЙ космического комплекса — совокупность контрольно-измерительных приборов, испытательных стендов и других технических устройств, предназначенных для определения колич. и качественных характеристик *космического комплекса* в целях его проверки и практического использования. С. и. подразделяются на экспериментально-испытательные и контрольно-проверочные. С помощью экспериментально-испытательных средств элементы, блоки (системы) РН и КА испытываются на надёжность (с учётом влияния радиац., хим. и механич. нагрузок, при транспортировке и хранении и т. п.), устойчивость к влиянию климатич. факторов, внеш. физ. полей (гравитац., магнитного, электромагнитного излучения и т. п.) и факторов космич. пространства (невесомость, вакуум, температурная цикличность и т. п.). Эти средства являются наиболее сложными и дорогостоящими.

Контрольно-проверочные средства включают различную (электрич., механич., радиотехнич., телеметрическую и др.) аппаратуру, предназнач. для измерения осн. параметров космич. комплекса. С помощью этих средств осуществляются предполётные испытания КА и РН в *монтажно-испытательных корпусах* космодромов.

СРМ (англ. SRM, сокр. от Solid Rocket Motor — ракетный двигатель твёрдого топлива) — американский РДТТ, разработанный в 1973—80 корпорацией «Тиокол корпорейшен» (Thiokol Corp.) для МТКК «*Спейс шаттл*». Характеристики РДТТ: масса 568 т (масса топливного заряда 502 т), дл. 38,2 м, диам. (корпуса) 3,71 м, суммарный импульс тяги 1,3 ГН·с, уд. импульс РД на Земле 2480 м/с, в пустоте ~2600 м/с, продолжительность работы 122 с, тяга 11,6—14 МН. Топливом СРМ является смесь, содержащая 69,6% (по массе) перхлората аммония (окислитель), 12% синтетич. каучука PBAN (сополимер бутадиена, акрилонитрила и акриловой кислоты), 16% алюм. порошка и 2,4% др. компонентов.



РДТТ СРМ в разрезе



Продольное сечение сопловой части РДТТ СРМ: *1* — топливный заряд; *2* — гибкий подшипник; *3* — неподвижная (крепёжная) часть сопла; *4* — подвижная (поворотная) часть сопла; *5* — кольцевой пирозаряд; *6* — рулевой привод; *7* — корпус РДТТ; *a* — направление движения газового потока

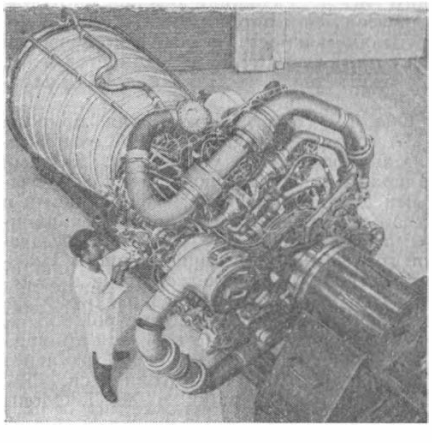
По конструкции СРМ относится к секционным РДТТ. Снаряжение топливом и сборка его производятся по аналогии с РДТТ *ЮА-1205*. Масса топливного заряда распределена почти поровну между 4 секциями, корпуса к-рых состоят из коротких стальных обечаек, соединённых механич. замками (того типа, что используются при последующей сборке снаряжённого РДТТ). Толщина цилиндрич. стенок корпуса РДТТ — 12 мм. Осн. доля тяги РДТТ создаётся за счёт горения заряда по поверхностям центральных круглых каналов малой конусности. В передней секции заряд имеет нач. канал в виде 11-конечной звезды, в к-рой установлен воспламенитель пирогенного типа. Ср. рабочее давление продуктов сгорания топлива 4,4 МПа (макс.— в 1,5 раза больше).

В задней секции СРМ крепится сопло со степенью расширения 7,16, вдвинутое на $^1/_4$ длины в корпус и имеющее разъём прибл. на $^1/_4$ длины закритич. части. Осн. конструкционные материалы сопла — сталь и алюм. сплав. Фенопласт используется как конструкц. материал для выходного участка сопла. После отделения отработавшего РДТТ от МТКК этот участок отрезается при помощи кольцевого пирозаряда от остальной конструкции, к-рая приводняется на парашютах. Вокруг горловины сопла имеется универсальный гибкий подшипник диам. ~2,5 м и массой ~3 т, обеспечивающий (совместно с гидроприводами) поворот сопла в плоскостях тангажа и курса МТКК на угол ±8° с целью управления полётом МТКК. Основу гибкого подшипника составляют чередующиеся стальные и каучуковые кольцевые пластины толщиной 11 и 7,5 мм (соответственно), склеенные в единый блок.

ССМЭ (англ. SSME, сокр. от Space Shuttle Main Engine — основной двигатель МТКК «*Спейс шаттл*») — американский ЖРД, разработанный в 1972—81 фирмой «Рокетдайн» (Rocketdyne). Топливо двухкомпонентное (окислитель — жидкий кислород, горючее — жидкий водород) с соотношением компонентов 6; тяга на земле 1,67 МН, в пустоте 2,09 МН; удельный импульс на земле 3562 м/с, в пустоте 4464 м/с; масса конструкции 3 т, масса залитого ЖРД 3,2 т; выс. 4,24 м, диам. 2,67 м; время работы в полёте 520 с (в аварийном режиме — до 823 с); ресурс 7,5 ч (55 полётов). В ДУ используются 3 ЖРД ССМЭ, к-рые работают от старта корабля до почти полного достижения им 1-й космич. скорости.

ССМЭ состоит из камеры, газовода, двух газогенераторов, высоконапорных (основных) ТНА окислителя и горючего, агрегатов управления и т. д. Бескавитационная работа основных ТНА обеспечи-

ЖРД ССМЭ



вается установленными перед ними бустерными низконапорными ТНА. Конструкция ЖРД позволяет заменять мн. элементы его без демонтажа ЖРД с МТКК. ЖРД выполнен по схеме с дожиганием; ок. 20% топлива сгорает в ГГ, образуя восстановительный газ сравнительно низкой темп-ры, к-рый используется для привода ТНА и затем поступает в камеру, где дожигается с оставшейся частью топлива.

Камера двигателя включает цилиндрич. камеру сгорания и профилированное сопло со степенью расширения 77,5. Давление газов в камере сгорания 20,5 МПа, а на выходе из сопла 17,5 кПа. Плотность теплового потока в камере достигает 150 МВт/м² при темп-ре стенки до 800 К. Конструктивно камера состоит из форсуночной головки и 2 съёмных участков корпуса, граница между к-рыми соответствует степени расширения сопла, равной 5. Форсуночная головка содержит 600 форсунок, расположенных 13 концентрич. рядами; в центре — гнездо под установку электроискрового зажигат. устройства и канал для распространения воспламеняющего факела. Форсунки выполнены в виде двойных (коаксиальных) трубок. По внутр. трубкам в зону горения поступает жидкий кислород (90% окислителя, расходуемого ЖРД) из коллектора форсуночной головки, связанного с осн. насосом окислителя. По внеш. трубкам 525 форсунок в зону горения поступают отработанные газы турбин основных ТНА, а по внеш. трубкам остальных форсунок — газообразный водород из охлаждающего тракта. Последние форсунки выступают из огневого днища головки, образуя антипульсац. перегородки (кольцо с 5 расходящимися лучами), к-рые вместе с акустич. полостями, имеющимися в передней части корпуса камеры, обеспечивают устойчивое горение. Огневое днище форсуночной головки, как и днище, отделяющее отработанные газы турбин от газообразного водорода, пористое и охлаждается газообразным водородом. Корпус камеры рассчитан на *регенеративное охлаждение* горючим. Для охлаждения нач. участка корпуса расходуется ок. 20% горючего, поступающего в ЖРД. Охлаждая конструкцию, горючее обращается в газ с темп-рой 305 К, к-рый используется для привода бустерного ТНА горючего. Выходной участок сопла образован 1086 трубками, соединёнными пайкой и подкреплёнными кольцевыми бандажами. Для его охлаждения через трубки протекает ок. 25% горючего, расходуемого ЖРД. Газифицированное в сопле горючее смешивается затем с жидким, поступающим из осн. насоса, и полученный газ с темп-рой 164 К направляется в ГГ, где сжигается с частью жидкого окислителя.

Оба ГГ (один служит для привода ТНА горючего, другой — ТНА окислителя) аналогичны по устройству. Каждый содержит форсуночную головку с трубчатыми двухкомпонентными форсунками и охлаждаемыми горючим антипульсационными перегородками, охлаждаемый завесой горючего цилиндрич. корпус и зажигат. устройство (такое же, что и в камере). При сгорании топлива в ГГ образуются восстановит. газы с темп-рой 950 К и 800 К (соответственно в ГГ для привода ТНА горючего и окислителя). Всего через ГГ проходит 10% окислителя и св. 75% горючего, поступающих в ЖРД. Мощность 1-го ТНА — 46 МВт, 2-го — 18 МВт. Каждый ТНА содержит центробежный насос и осевую газовую турбину, к-рые установлены соосно и вращаются с одинаковой частотой: 580 с⁻¹ у 1-го ТНА и 465 с⁻¹ у 2-го. Насос горючего — трёхступенчатый, с одинаковыми крыльчатками — подаёт горючее под давлением 43 МПа. Насос окислителя — 2-ступенчатый; через первую крыльчатку с двусторонним входом проходит весь окислитель, расходуемый ЖРД, и окислитель, служащий рабочим телом турбины бустерного ТНА окислителя. Турбины ТНА — 2-ступенчатые, реактивные, с охлаждаемыми газообразным водородом корпусами, дисками и основаниями лопаток.

Каждый бустерный ТНА имеет осевой одноступенчатый насос и осевую турбину, к-рые установлены соосно и вращаются с одной частотой. Бустерный насос окислителя повышает давление жидкости с 0,7 до 3,2 МПа. Он вращается с частотой 85 с⁻¹ и приводится от 6-ступенчатой гидравлич. турбины мощностью ок. 1,1 МВт. Турбина работает на жидком кислороде, к-рый в количестве, составляющем 20% от расхода этого продукта через ЖРД, отбирается из 1-й ступени осн. насоса и после турбины сбрасывается в выходной коллектор бустерного насоса, вновь соединяясь с осн. потоком окислителя. Бустерный насос горючего повышает давление жидкости с 0,2 до 1,9 МПа. Он вращается с частотой 267 с⁻¹ и приводится от 2-ступенчатой турбины мощностью 2,1 МВт, работающей на газообразном водороде, к-рый поступает из охлаждающего тракта камеры. После турбины отработавший водород используется для охлаждения газовода.

ЖРД запускается на самотёке топлива и управляется при помощи установл. в напорных магистралях окислителя и горючего дроссельных клапанов с гидроприводами. Большинство клапанов снабжено шаровыми затворами и используется одновременно для запуска, регулирования и выключения ЖРД. ССМЭ регулируется по тяге и соотношению компонентов топлива путём управления расходом окислителя соответственно через газогенераторы ТНА окислителя и горючего. На камере смонтирован контроллер, основу к-рого составляет электронное цифровое вычислит. устройство, связанное с контрольно-измерит. датчиками (ок. 70 шт.), установл. на ЖРД. Контроллер управляет режимом ЖРД (в течение всей работы, кроме нач. участка запуска и конечного участка останова), контролирует технич. состояние ЖРД, обеспечивая безопасность его работы и выключение в случае неисправности.

ЖРД устанавливается на МТКК при помощи карданного подвеса, обеспечивающего (совместно с гидроприводами) поворот ЖРД на угол ±10,5° для управления полётом МТКК по тангажу и на угол ±8,5° для управления по курсу и крену. Бустерные ТНА, через к-рые в ЖРД поступает топливо, крепятся жёстко к питающим магистралям ДУ и соединяются с остальной конструкцией ЖРД трубопроводами с сильфонными компенсаторами перемещений.

ССМЭ изготовлен более чем из 50 сплавов. Осн. конструкц. материалом являются сплавы с высоким содержанием никеля (бо́льшая часть массы ЖРД приходится на хромоникелевые сплавы). Из др. материалов наиболее широко применяются сплавы меди (внутр. стенка камеры, втулки зажигат. устройств, детали антипульсац. перегородок), кобальта (сопловые аппараты и лопатки роторов осн. турбин, внутр. стенки рубашек ГГ), титана (корпуса клапанов, детали карданного подвеса, стойки крепления рулевых приводов), алюминия (крыльчатки и детали корпуса осн. насоса горючего и детали корпусов бустерных ТНА), а также нержавеющей стали (змеевик теплообменника, соприкасающиеся с газом внутр. пористые стенки, детали форсунок). Пайка узлов производится припоями с высоким содержанием золота. *В. И. Прищепа.*

СТАБИЛИЗА́ТОР ракетного топлива — *присадка* к жидкому или твёрдому ракетному топливу, увеличивающая его стабильность при хранении. Напр., в качестве стабилизаторов перекиси водорода применяются ортофосфорная, пирофосфорная, оловянная кислоты и их соли, фториды и др. В твёрдых топливах С. соединяются с продуктами разложения компонентов топлива (хлористым водородом в смесевых и окислами азота в коллоидных) и превращают их в химически нейтральные вещества. В присутствии С. разложение идёт столь медленно, что обеспечивается работоспособность *зарядов* в течение 10—15 лет.

СТАБИЛИЗА́ТОРЫ — несущие поверхности, располагаемые в хвостовой части ракеты для обеспечения необходимой аэродинамической устойчивости. С. смещают назад центр давления аэродинамич. сил, действующих на ракету при полёте в атмосфере, что обеспечивает её аэродинамич. устойчивость. С. обычно имеют каркасный *силовой набор* из лонжеронов и нервюр и внеш. тонкостенную обшивку; силовой набор крепится к шпангоутам *хвостового отсека.*

СТАБИЛИЗА́ЦИЯ (от лат. stabilis — устойчивый, постоянный) — поддержание какого-либо параметра постоянным при наличии возмущающих воздействий. Говорят о С. напряжения электрич. тока, о С. нек-рой частоты колебаний и т. п. Для удержания постоянным углового положения одной оси КА относительно звёзд прибегают к *стабилизации вращением.* В ракетной технике (помимо общепринятого значения) С. наз. также управление угловым положением РН или КА (угловая С.) при работе РД или при спуске в атмосфере. Термин «С.», возникший в 40-х гг. 20 в., сохраняется, хотя в общем случае задачей системы С. является не удержание постоянным нек-рого параметра, характеризующего полёт, а закономерное изменение всех параметров движения РН или КА. См. *Управление движением.*

СТАБИЛИЗА́ЦИЯ ВРАЩЕ́НИЕМ — распространённый способ поддержания одноосной *ориентации* КА, не требующий в идеальном случае вмешательства исполнительных органов системы ориентации, а следовательно, затрат энергии или массы. При С. в. одна из осей КА (стабилизируемая ось) ориентируется в нужном направлении (напр., ось, перпендикулярная плоскости СБ, направляется на Солнце), после чего КА сообщается вращение с нек-рой угловой скоростью вокруг этой оси (напр., с помощью РД). В результате КА приобретает определ. кинетич. момент, а его стабилизированная ось, подобно оси гироскопа, сохраняет приданное ей положение относительно звёзд, т. е. свою ориентацию. В реальных случаях действующий на КА возмущающий момент вызывает постепенный уход (дрейф) стабилизиров. оси от первоначального положения. Кроме того, нек-рые составляющие возмущающего момента (напр., моменты взаимодействия металлич. конструкций КА

с внеш. магнитным полем) тормозят вращение КА. Поэтому при длительной С. в. может оказаться необходимым периодич. включение исполнит. органов, восстанавливающих положение стабилизиров. оси и поддерживающих значение угловой скорости КА на нужном уровне. Угловая скорость, обеспечивающая приемлемое качество стабилизации, т. е. достаточно малый дрейф, у КА, находящихся в *свободном полёте*, невелика и обычно составляет неск. единиц или десятков угловых градусов в секунду. Для длит. С. в. практически пригодна только одна ось КА, вокруг к-рой момент его инерции максимален.

С. в. возможна не только на участках свободного полёта КА, но также при работе бортовых РД на КА или отд. ступенях РН, т. е. в режимах угловой стабилизации. В этих случаях вращение осуществляется вокруг оси РД, а его частота ввиду сравнительно больших возмущений, связанных с работой РД, выбирается значительно большей и достигает неск. оборотов в секунду. Важной задачей при С. в. является гашение *нутаций* КА.

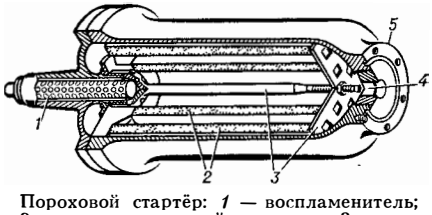
СТАБИЛИЗИ́РОВАННАЯ ПЛАТФО́РМА — площадка (платформа) или просто элемент конструкции, установленный на РН или КА и имеющий относительно него две (двухстепенная С. п.) или три (трёхстепенная С. п.) угловых степени свободы, обеспечиваемые, напр., карданным подвесом. Благодаря этому С. п. не участвует в колебаниях и иных угловых движениях РН или КА. Угловое движение самой С. п. происходит независимо от движения РН или КА и задаётся с высокой точностью с помощью установл. на С. п. устройств разл. типа (оптич., ИК, радиолокац. и иных) совместно с блоками электроники и электромеханич. приводами, размещёнными на осях подвеса С. п. В решении этой задачи очень часто участвуют гироскопы (см. *Гироскопическая стабилизированная платформа*). Угловое положение С. п. может: 1) удерживаться неизменным (собственно С. п.); 2) изменяться по строго заданному закону (С. п. с программными механизмами); 3) следовать за направлением на к.-л. самостоятельно движущийся объект, напр. на КА, с к-рым осуществляется сближение (следящая С. п.). С. п. используются для размещения на них устройств, угловое положение к-рых должно выдерживаться с высокой точностью (остронаправленных антенн, осуществляющих дальнюю связь КА с Землёй, или др. КА, астрофиз. и иных науч. приборов, установл. на КА, акселерометров и интеграторов линейных ускорений *инерциальной системы управления* РН и КА и т. д.). К С. п., по существу, относятся также отд. части КА, угловое положение к-рых задаётся с высокой точностью независимо от движения всего КА; в этом случае они наз. стабилизированными отсеками. Такие отсеки служат для размещения крупногабаритной науч. аппаратуры (напр., астрономич. инструментов и т. п.).

СТАБИ́ЛЬНОСТЬ ракетного топлива — способность сохранять неизменными физико-химические свойства в условиях эксплуатации, при длительном хранении (несколько лет) в различных климатических условиях или космическом полёте. С.— важнейшая эксплуатац. характеристика топлив. Для повышения С. топлива в него вводят *стабилизаторы* ракетного топлива. Использование стабильных топлив позволяет длит. время хранить ракеты в заправл. состоянии. См. также *Радиационная стойкость*, *Термостабильность*.

СТА́НЦИЯ НЕЙТРАЛИЗА́ЦИИ — комплекс сооружений и устройств для *нейтрализации топлива* (паров окислителя и горючего), промышл. стоков стартовой позиции, содержащих окислитель и горючее, и выдачи продуктов нейтрализации на испарит. площадку, где происходит выпадение осадков и выпаривание воды. В состав С. н. входят ёмкости для нейтрализации промышл. стоков, адсорберы для улавливания паров окислителя и горючего, насосная станция перекачки и агрегаты для приготовления нейтрализующих растворов.

СТА́НЦИЯ ОТКА́ЧКИ на космодроме — насосная станция для откачки воды, подаваемой с целью создания противопожарной водяной завесы, а также дождевых вод. Последние могут скапливаться в нижней части *газоотражательных лотков* или в *газоотводных каналах*, если каналы выполнены ниже нулевой отметки грунта. С. о. располагается на нижнем уровне газоотражательных лотков или газоотводных каналов (в *пусковом сооружении*) и имеет насосную установку с электродвигателем во влагозащищаемом исполнении, запорную арматуру, всасывающий трубопровод с фильтром для отсасывания сливных вод из приямков и нагнетат. трубопровод, по к-рому сточные воды могут выбрасываться на нулевую отметку и отводиться в сторону от пускового сооружения.

СТАРТЁР ПОРОХОВО́Й — устройство с зарядом твёрдого топлива, служащее источником газа для начальной раскрутки ТНА при запуске ЖРД. С. п. приводится в действие пиропатроном. С. п. для ЖРД тягой 1 МН содержит ~2 кг бездымного пороха, сгорающего равномерно в течение ~0,5—1с при давлении 7—10 МПа.



Пороховой стартёр: *1* — воспламенитель; *2* — твердотопливный заряд; *3* — элементы крепления заряда; *4* — мембрана свободного прорыва; *5* — установочный фланец

СТА́РТОВАЯ ПЛОЩА́ДКА — то же, что *стартовая позиция*.

СТА́РТОВАЯ ПОЗИ́ЦИЯ, стартовая площадка — участок космодрома с подъездными путями и инженерными коммуникациями, на к-ром размещают технологическое оборудование и сооружения с техническими системами *стартового комплекса*; включает одну ПУ.

СТА́РТОВОЕ ОКНО́, пусковое окно — промежуток времени, в течение к-рого допускается запуск РН с КА, обеспечивающий выполнение КА поставленной задачи. Продолжительность С. о. определяется прежде всего энергетич. возможностями РН и спец. требованиями старта или посадки (эксплуатац. ограничениями). Напр., для того чтобы осуществить встречу на геоцентрич. орбите, орбиты двух КА должны лежать в одной плоскости и иметь одни и те же параметры. Так как один КА будет запущен позже другого с той же стартовой позиции (ПУ), то плоскость его орбиты может не совпадать с плоскостью орбиты первого КА (вследствие суточного вращения Земли и связанного с ним изменения положения в пространстве стартовой позиции), и угловое смещение между плоскостями орбит обоих КА будет зависеть от интервала времени между запусками. В определ. моменты, когда след орбиты первого КА будет проходить через стартовую позицию, второй КА может быть выведен непосредственно на орбиту, лежащую в той же плоскости, что и орбита первого КА. В др. моменты времени при запуске второго КА для осуществления встречи на орбите потребуются *манёвры* для изменения плоскости орбиты. Поскольку оба КА имеют огранич. способность маневрирования, то продолжительность С. о. ограничена этой способностью. С. о. для запуска КА к планетам Солнечной системы определяется энергетич. возможностями РН и также длительностью перелёта. Существуют периоды взаимного расположения планет относительно Солнца, при к-рых затраты энергии оказываются приемлемыми. Напр., С. о. для запуска КА к ближним планетам составляют неск. недель и повторяются через значит. промежуток времени (для полёта на Марс — через 26 мес, на Венеру — через 19 мес).

СТА́РТОВЫЙ ВЕС — вес ракеты в момент отрыва от пусковой установки. С. в. отличается от веса полностью заправл. ракеты на вес достартового расхода топлива (вес расхода топлива до момента набора стартовой тяги РД). С. в. (нач. вес) ступени составной ракеты считается вес в момент запуска её РД (если запуск производится после разделения ступеней) или вес в момент разделения ступеней.

СТА́РТОВЫЙ КО́МПЛЕКС (СК) — составная часть *космического комплекса* космодрома (включающая комплекс технологического оборудования и сооружений с техническими системами), расположенная на *стартовой позиции*; обеспечивает доставку РН с КА с *технической позиции* на стартовую, *установку ракеты* на ПУ, *заправку* РН компонентами топлива и газами, испытания, выполнение всех технологич. операций по подготовке РН к пуску и пуск РН; имеет одну или неск. ПУ. СК по конструкции, схемному решению и по составу наземного оборудования не однотипны. Их различие определяется классом запускаемых с них РН (типом ДУ, массой и габаритами). Ниже описаны нек-рые СК.

СК РН «Восток». РН и КА поступают с технич. на стартовую позицию в собранном и состыкованном состоянии. На технич. позиции размещается МИК, оснащённый спец. технологич., измерит. и испытат. оборудованием: барокамерами, вакуумными установками, подвижными сборочными стапелями и стендами, агрегатами обслуживания, манипуляторами, ангаро-складскими и стыковочно-монтажными тележками, антимагнитными и юстировочными стендами, подвижными подъёмниками, газозаправочными станциями и т. д. РН с КА со сборочного стенда МИК перегружаются на *транспортно-установочный агрегат*, и в горизонтальном положении с незаправл. топливом РН доставляется на стартовую позицию, на к-рой расположены комплекс стационарного и подвижного наземного оборудования, пусковое и ряд других сооружений, бункер командного пункта и т. п. Подвижные агрегаты и системы наземного оборудования размещаются на

бетонированной площадке, а стационарное — в помещениях пускового и других сооружений, за исключением ПУ, смонтированной на козырьке пускового сооружения.

ПУ уникальна по технич. решению схемы установки, удержания и пуска РН с КА в вертикально-подвешенном положении и представляет собой металлич. конструкцию, состоящую из неподвижной части (основания) и подвижной. Неподвижная часть (установлена на козырьке пускового сооружения) состоит из двухниточного рельсового кольца (охватывает проём, переходящий в лоток для отвода газового потока от РД при пуске РН), гидропривода с редуктором, приводящими подвижную часть ПУ в движение по кругу, упорных роликов, предотвращающих смещение подвижной части в радиальном направлении, гидродомкратов со стопорами, фиксирующими подвижную часть ПУ относительно неподвижной с заданным углом азимутального разворота. Подвижная часть ПУ состоит из поворотного круга с гидродомкратами подвесок, опирающихся на каретки опорных катков и через них — на рельсовое кольцо неподвижной части ПУ; зубчатого венца на внеш. стороне поворотного круга, находящегося в постоянном зацеплении с ведущими шестернями редукторов гидропривода неподвижной части ПУ; кольцевого рельса, с помощью к-рого поворотный круг обкатывается по упорным роликам неподвижной части; четырёх оснований для крепления опорных ферм и несущих стрел, на к-рых подвешивается и закрепляется РН с КА; четырёх направляющих устройств, фиксирующих хвостовую часть РН во время нахождения её на ПУ и в нач. момент её движения при пуске; двух нижних кабель-мачт и одной верхней для подвода и подключения к РН кабельных коммуникаций с электроразъёмами, обеспечивающих питание электроэнергией РН до её пуска от наземных источников; *кабель-заправочной мачты* для подвода и подключения к РН и КА кабельных, наполнит., сливных, дренажных, пневмогидравлич., телеметрич. коммуникаций. Поворотный круг с помощью гидродомкратов подвесок позволяет осуществлять вертикализацию РН с КА, а зубчатый венец с помощью гидропривода и редукторов неподвижной части ПУ — наведение по азимуту. На четырёх основаниях поворотного круга шарнирно крепятся четыре опорные фермы с несущими стрелами, выполненные в виде пространств. решётчатых металлич. конструкций с секторами и оголовками в верхней части и противовесами в нижней. При сведении опорных ферм с помощью гидропривода в вертик. положение сектора образуют силовое замкнутое кольцо, на оголовках к-рого подвешивается и удерживается РН с КА до их пуска. Силовое кольцо удерживается в замкнутом состоянии весом РН с КА, а в момент начала схода РН с ПУ размыкается под действием противовесов, и опорные фермы с несущими стрелами отводятся от движущейся РН на безопасный угол. Так же шарнирно крепятся ниж. и верхняя кабель-мачты, кабель-заправочная мачта и направляющее устройство, к-рые подводятся и подстыковываются к РН с КА при помощи гидроприводов по команде с пульта управления, а отстыковываются и отводятся от РН автоматически при движении РН с КА в момент её пуска; верхняя кабель-мачта отводится под действием собств. веса, а кабель-заправочная мачта — под действием противовеса по команде с пульта управления перед пуском РН.

На основании ПУ с противоположных сторон шарнирно крепятся 2 *фермы обслуживания*, составляющие с ней как бы одно целое. Подведённые к РН с КА с помощью силовых стрел гидродомкратов фермы обслуживания занимают вертик. положение, при этом площадки смыкаются, образуя кольцевые балконы, охватывающие РН с КА. Внутри ферм обслуживания размещены подъёмные лифты, доставляющие обслуживающий персонал на площадки-балконы и космонавтов в КК (при пилотируемых полётах). Отъединение ферм обслуживания от РН с КА и опускание в исходное положение производятся теми же средствами.

Транспортно-установочный агрегат представляет собой спец. ж.-д. платформу с подъёмной стрелой, имеющей ложементы и захваты для крепления на ней РН с КА. Нижняя часть подъёмной стрелы на платформе крепится шарнирно и с помощью гидродомкратов из трансп. горизонтального положения вместе с РН и КА поднимается в вертикальное для установки их на ПУ.

Заправочные средства состоят из комплекса стационарных систем, оборудования и подвижных агрегатов и включают: системы *заправки* и подпитки РН жидким кислородом и азотом и их хранения (расходное хранилище, насосные станции, трубопроводы, распределит. коллектор с арматурой и др.); системы заправки горючим РН из ж.-д. заправщика (заправочная колонка, напорный и силовой трубопроводы, коллектор, блоки пневмоклапанов, рукава с наполнит. соединениями, задвижки, сливная ёмкость, насосный агрегат, воздухо- и азототрубопроводы); системы заправки РН перекисью водорода из ж.-д. заправщика (колонка, напорно-сливные трубопроводы, поплавковый датчик, смотровой фонарь, сливная и мерная ёмкости); ж.-д. заправщика и ж.-д. подпитчика РН жидким кислородом; ж.-д. заправщика-подпитчика РН жидким азотом; ж.-д. заправщика РН горючим, рассчитанного на приём, транспортирование и выдачу горючего как с помощью стационарной системы, так и с помощью собств. насосной станции. Система заправки сжатыми газами состоит из хранилища газов высокого давления, распределит., регулирующей, предохранит. контрольной арматуры (пневмощитов), трубопроводов и др. Для получения сжатых газов имеются компрессорные станции и газификатор жидкого азота (см. *Газификация*). Система дистанц. управления заправкой состоит из пульта управления, контрольного и релейного щитов, щита питания, клеммного шкафа, пневмощитов с пневмоклапанами.

Основное сооружение на стартовой позиции — пусковое, из монолитного железобетона с козырьком, опирающимся своей консольной частью на мощные колонны с проёмом, переходящим в *газоотводный канал*. Имеются помещения для размещения систем, обеспечивающих предстартовую подготовку РН с КА к пуску (оборудование для приёма, хранения и выдачи сжатых газов, системы средств заправки компонентами топлива, термостатирования, дистанционного управления предстартовой подготовкой РН с КА к пуску, противопожарное оборудование), а также помещение для выдвижной кабины с её многоярусными площадками обслуживания хвостовой и донной частей РН при предстартовой подготовке. Помимо этого сооружения имеются сооружения, в к-рых размещены: компрессорная станция, дизель-электрические станции, трансформаторные подстанции, баллонные батареи со сжатым воздухом и др., а также бункерное сооружение командного пункта с проверочно-пусковым оборудованием, аппаратурой для дистанц. и автоматич. управления операциями подготовки РН с КА к пуску и их пуска, пультами управления и сигнализации и др. Кроме того, СК РН «Восток» имеет ряд вспомогат. сооружений и площадок (гаражи, ремонтно-механич. мастерские и т. п.) и административные корпуса.

Конструктивное решение **СК РН «Союз»** и состав наземного оборудования аналогичны СК РН «Восток».

СК РН «Титан-3С» и «Титан-3Е». Состоит из двух автономных стартовых позиций и наземного оборудования. Пропускная способность СК (с двух стартовых позиций) 40—60 пусков в год. При этом общее время между стартами РН с одного пускового сооружения 6—7 сут. РН и КА поступают на стартовую позицию в собранном, проверенном и состыкованном состоянии с технич. комплекса, осн. объекты к-рого — корпус вертик. сборки РН и корпус сборки РДТТ, находящиеся на безопасном расстоянии друг от друга.

Корпус вертик. сборки РН предназначен для сборки маршевой части РН, пристыковки к ней КА, их проверки; состоит из высокой части (с четырьмя отсеками, площадками для размещения четырёх вагонов с проверочно-пусковым оборудованием, помещением Центра управления пуском) и из низкой части для приёма и проверки отд. ступеней РН и КА. Вдоль корпуса проложен коридор для транспортирования отд. частей РН и КА в сборочные отсеки. Сборка маршевой части РН и пристыковка к ней КА производится в вертик. положении на пусковой платформе с пусковым устройством, кабель-мачтой. По окончании сборки РН с КА и их проверки под пусковую платформу подводится транспортёр с двумя локомотивами и платформа с прицепленными вагонами, в к-рых размещено проверочно-пусковое оборудование, и по двум ниткам ж.-д. колеи платформа перевозится в корпус сборки РДТТ.

Корпус сборки РДТТ представляет собой сооружение из высокой (для пристыковки двух стартовых РДТТ к маршевой части РН) и двух низких (для сборки и проверки стартовых РДТТ) частей. Сборка РДТТ производится из отд. частей (поступающих из хранилища готовых секций РДТТ) в вертик. положении на спец. опорных рамах с помощью крана, системы тросов, опорных приспособлений. После сборки РДТТ пристыковываются к маршевой части РН. Затем РН проверяется и транспортируется на стартовую позицию, на к-рой размещены: пусковое сооружение с опорами для закрепления пусковой платформы, хранилища для компонентов топлива, сжатых и сжиженных газов, подвижная башня обслуживания, заправочные средства, автофургон с наземным вспомогат. оборудованием, система автоматики и связи и т. д. Пусковое сооружение представляет собой железобетонный комплекс с газоотражателем и газоотводным каналом, помещением для размещения (с целью защиты от взрывной и звуковых волн при пуске) вагонов с проверочно-пусковым оборудованием и линий связи, соединяю-

щих аппаратуру вагонов, пусковой платформы, РН и КА с Центром управления пуском. На пусковой платформе смонтированы пусковое устройство, кабель-мачта и опорные рамы РДТТ; имеется проём для прохода газового потока (при пуске) в газоотводный канал. РН опирается на пусковую платформу через РДТТ, их опорные рамы и пусковое устройство. Кабель-мачта представляет собой металлич. конструкцию в виде двух ферменных мачт, соединённых между собой перемычками. Кабель-мачта имеет откидные площадки обслуживания РН с КА и кронштейны для подвода к ним трубопроводов и кабелей с разъёмами. Мачта со стороны РН и по бокам имеет обшивку, предохраняющую коммуникации от воздействия газовой струи при пуске.

Заправочные средства состоят из комплекса стационарных систем, оборудования и подвижных агрегатов (ж.-д. вагонов-цистерн, хранилищ и системы управления подачей компонентов топлива, сжатых и сжиженных газов, распределит. блоков клапанов, автономной системы дозирования, насосных установок, компрессорных станций, заправочных, сливных и дренажных трубопроводов). Управление подачей компонентов топлива производится с местного пульта либо вручную, либо с помощью пневматич. устройств. Система заправки имеет автономную систему электропитания.

Вагоны (их 4) с проверочно-пусковым оборудованием предназначены для проведения проверок (за исключением комплексных испытаний РН с КА) и для связи между РН и КА с Центром управления пуском. Вагоны смонтированы на ж.-д. платформах, оборудованы электронной проверочной и пусковой аппаратурой, системой кондиционирования.

Транспортёр с двумя локомотивами, используемый для транспортирования пусковой платформы (с РН и кабель-мачтой) из корпуса вертик. сборки РН в корпус сборки РДТТ, а затем на стартовую позицию, представляет собой платформу с четырьмя самостоят. шасси (по углам) и механизмами управления. Каждое шасси имеет 4 двухосные тележки ж.-д. типа и электродомкраты, позволяющие поднимать пусковую платформу с РН и КА (при установке её в сборочных корпусах и на пусковое сооружение) и опускать её на соответствующие опоры; затем транспортёр удаляется из-под пусковой платформы.

Центр управления пуском предназначен для контроля за состоянием маршевой части РН, РДТТ и КА в процессе их сборки, стыковки и проверок, а также для проведения комплексных испытаний, проверки всех систем РН и КА в момент отсчёта времени перед пуском и осуществления пуска. В нём размещены 3 поста управления пуском РН, посты управления КА и различная аппаратура.

СТА́РТОВЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ, бустерный ракетный двигатель, ускоритель — РД, устанавливаемый на ЛА дополнительно к *маршевым ракетным двигателям* с целью обеспечения надлежащей (высокой) *тяговооружённости* ЛА при старте с Земли. Обычно в качестве С. р. д. используются РДТТ.

СТА́РТОВЫЙ УЧА́СТОК — начальный участок движения РН, на к-ром она сохраняет стартовое положение. Продолжительность полёта на С. у. составляет неск. с. С. у. является одним из наиболее ответственных; на нём необходимо обеспечить отсутствие соударений РН с элементами пускового сооружения, причиной к-рых могут быть ветровое давление, несинхронность выхода отд. РД на режим (в связке), а также возмущения, вызываемые погрешностями монтажа отд. агрегатов и отсеков РН.

СТА́ФФОРД (Stafford) Томас (р. 1930) — космонавт США, генерал-лейтенант ВВС в отставке. По окончании Военно-мор. академии США (1952) получил степень бакалавра наук. Служил в ВВС, летал на истребителях-перехватчиках. В 1959, окончив Школу лётчиков-испытателей на авиац. базе Эдуардс (шт. Калифорния), стал одним из руководителей школы по подготовке пилотов для аэрокосмич. исследований на этой же базе. С 1962 в группе космонавтов НАСА. Совм. с У. *Ширрой* 15—16 дек. 1965 осуществил полёт на КК «Джемини-6» (второй пилот). Полёт продолжался 1 сут 1 ч 51 мин 24 с. Совм. с Ю. *Сернаном* 3—6 июня 1966 совершил полёт в качестве командира КК «Джемини-9». Во время полёта произошла встреча КК «Джемини-9» и ракеты-мишени «Аджена». Полёт продолжался 3 сут 21 мин. 18—26 мая 1969 совм. с Дж. *Янгом* и Сернаном совершил в качестве командира КК «Аполлон-10» облёт Луны с выходом 21 мая на орбиту ИСЛ. В отделившейся от КК лунной кабине С. с Сернаном приблизились на 12,8 км к поверхности Луны, затем орбита была изменена. После 8 ч автономного полёта лунная кабина состыковалась с КК на орбите ИСЛ, и был совершён обратный путь к Земле. На орбите ИСЛ С. пробыл 61 ч 40 мин. Была доказана возможность осуществления безопасных и точных пилотируемых полётов в областях лунного притяжения и сделаны фотоснимки и карты предполагаемых мест посадки для будущих экспедиций. Полёт продолжался 8 сут 3 мин 23 с. 15—25 июля 1975 совм. с В. *Брандом* и Д. *Слейтоном* совершил полёт на КК «Аполлон» в качестве командира (по программе *ЭПАС*). Полёт продолжался 9 сут 1 ч 28 мин 24 с. За 4 рейса в космос налетал 21 сут 3 ч 44 мин 11 с. Нач. управления лётных кадров НАСА (1969—71), пом. директора НАСА по работам в космосе (1971—74), нач. Центра лётных испытаний ВВС на авиац. базе Эдуардс (1975—1978), зам. нач. штаба ВВС по н.-и. и опытно-конструкторским работам (1978—1980), с 1981 — вице-президент одной из частных фирм. Почётный доктор наук Оклахомского ун-та, Зап. ун-та, колледжа Эмерсон, ун-та авиации Эмбри-Ридл. Чл. Об-ва лётчиков-испытателей США. Награждён золотой медалью НАСА «За выдающиеся заслуги», двумя золотыми медалями НАСА «За исключительные заслуги», двумя золотыми медалями «Космос» (ФАИ), пр. Амер. ин-та аэронавтики и астронавтики, дважды удостоен междунар. авиац. приза им. К. Хармона.

«СТАЦИОНА́Р» — международный регистрационный индекс, присваиваемый советским связным ИСЗ, выведенным на геостационарную орбиту («*Горизонт*», «*Радуга*», «*Экран*»).

СТАЦИОНА́РНОГО СПУ́ТНИКА ОРБИ́ТА — в идеальном случае круговая экваториальная орбита, двигаясь по к-рой искусств. спутник (ИС) неизменно находится над одной и той же точкой поверхности центральной планеты. *Среднее движение* ИС равно при этом угловой скорости вращения планеты. Большая

Т. Стаффорд

Г. М. Стрекалов

полуось a такой идеальной орбиты определяется формулой

$$a = \sqrt[3]{\frac{\mu}{n^2}},$$

где μ — произведение гравитац. постоянной на сумму масс планеты и ИС, n — среднее движение планеты. Эксцентриситет и наклонение этой орбиты к плоскости экватора планеты равны нулю. Для Земли радиус идеальной стационарной орбиты составляет ок. 42 160 км (расстояние от поверхности Земли ок. 35 800 км). В реальных условиях идеальных стационарных орбит не существует, и поэтому можно говорить лишь об орбитах, близких к стационарным. На движение стационарного ИС планеты оказывают возмущающее влияние разл. факторы, гл. из к-рых — нецентральность гравитац. поля планеты, притяжение внеш. тел, давление солнечного света. Все эти возмущающие факторы вызывают медленное изменение элементов орбиты ИС, в т. ч. и ср. движения. Поэтому координаты подспутниковой точки на поверхности планеты в общем случае также будут медленно изменяться со временем, даже если бы в нач. момент времени элементы соответствовали идеальной стационарной орбите. Кроме того, из-за ошибок выведения значения нач. параметров орбиты отличаются от стационарных, что приводит к дополнит. дрейфу ИС относительно стационарного положения. Для удержания ИС в достаточно малой окрестности стационарного положения, как правило, необходима коррекция его орбиты.

СТАЦИОНА́РНЫЙ ИСКУ́ССТВЕННЫЙ СПУ́ТНИК ЗЕМЛИ́, геостационарный — один из видов *синхронных искусственных спутников Земли*, постоянно находящийся над определ. точкой экватора Земли. Имеет круговую экваториальную орбиту, удалённую от поверхности Земли примерно на 35 800 км, и период обращения, равный звёздным суткам (23 ч 56 мин 4 с ср. солнечного времени); движение происходит в восточном направлении. При этих условиях угловая скорость ИСЗ относительно центра Земли равна угловой скорости вращения Земли, что и обеспечивает пост. положение ИСЗ по отношению к земной поверхности. С такого ИСЗ Земля видна под углом 17°, что позволяет вести наблюдения за районом земной поверхности, площадь к-рого составляет примерно $^1/_3$ площади поверхности Земли, и осуществлять радиосвязь между пунктами, лежащими в этом районе. На стационарные орбиты целесообразно выведение *связных искусственных спутников Земли* для региональной и глобальной связи в области от 60—70° с. ш. до 60—

70° ю. ш., а также ИСЗ, осуществляющих наблюдение за обширными районами земной поверхности в этом же диапазоне широт, напр. *метеорологических искусственных спутников Земли*.

Для компенсации погрешностей выведения и возмущений орбиты (от Солнца, Луны и др.) ИСЗ снабжаются системами коррекции с периодически включаемыми малыми РД или реактивными соплами, к-рые обеспечивают сохранение постоянного положения ИСЗ по долготе. Первый стационарный ИСЗ — «*Синком*-3» (авг. 1964).

«СТЕ́РЕО» — название советско-французских экспериментов по исследованию радиоизлучения Солнца. Осн. цель: получение пространств. (стереоскопич.) картины излучения при солнечном радиовсплеске. Аппаратура для первого эксперимента «Стерео-1» была установлена на КА «Марс-3» (запуск 28.5.1971); исследовалось радиоизлучение Солнца на частоте 169 МГц. Эксперимент «Стерео-5», в к-ром проводилось изучение солнечных радиовсплесков на частотах 30 и 60 МГц, осуществлён на КА «Марс-6» и «Марс-7» (запуск 5 и 9 авг. 1973). В состав аппаратуры «Стерео-1» и «Стерео-5» входили: приёмник, предусилитель, блок памяти, система сжатия данных и антенны. В ходе экспериментов зарегистрированы солнечные радиовсплески I и III типов и определены характеристики этих процессов. Эксперименты подтвердили, что пространств. изучение радиоволн является действенным методом исследования макроструктур ниж. короны — области, где др. средства наблюдения недостаточно эффективны. От СССР в экспериментах участвовали: Ин-т космич. исследований АН СССР, Ин-т земного магнетизма, ионосферы и распространения радиоволн АН СССР; от Франции — Парижская обсерватория (г. Медон), Нац. центр космич. исследований.

СТЕ́РИЛИЗА́ЦИЯ космического аппарата — обработка КА с целью уничтожения микроорганизмов, спор и т. п. С. вызвана необходимостью сохранения возможной биосферы на др. небесном теле в неизменном естеств. виде. С. предотвращает опасность того, что в новых экологич. условиях земные микроорганизмы будут неожиданно быстро размножаться либо приобретать новые болезнетворные и др. вредные свойства, что сильно затруднит для человека освоение планеты. При возвращении КА на Землю с иных космич. тел необходима С., предохраняющая биосферу Земли от инопланетной микрофлоры.

Абсолютная С. невозможна. С увеличением длительности действия любого стерилизующего фактора число микроорганизмов уменьшается по экспоненциальной кривой, к-рая стремится к нулю асимптотически. Поэтому можно говорить лишь о вероятности стерилизации КА. Так, если до С. на КА было 10^{10} микроорганизмов, а после С. их число уменьшилось в 10^{12} раз, то вероятность того, что КА не стерилен, равна 10^{-2}, т. е. из 100 КА, обработанных таким способом, хотя бы на одном сохранится микроорганизм, что достаточно для заражения планеты.

Различают физ. и хим. методы С. К физ. относятся нагрев, обработка горячим паром, облучение УФ радиацией, облучение ультразвуком, фильтрация (для жидкостей, напр. топлива). Эти методы неравноценны: фильтрация и особенно облучение ультразвуком — малоэффективны; наилучшие результаты дают нагрев и облучение УФ радиацией. Выдерживание в течение суток при темп-ре 135 °С или облучение с дозой 120 кДж уменьшает число микроорганизмов в 10^{13} раз. Однако большинство физ. методов приводит к повреждению аппаратуры (нагрев, ультразвук) или к структурным изменениям в материалах (радиация), что ограничивает область и масштабы их применения. В частности, поэтому для С. используются относительно низкие темп-ры.

Хим. С. может быть проведена либо газом (напр., окисью этилена), либо жидкостью (напр., формальдегидом). Как правило, эффективность хим. С. меньше, чем физ., из-за трудностей доступа стерилизующего вещества ко всем обрабатываемым поверхностям. Практически должны применяться разные методы С. к разл. частям КА и его оборудования, а затем производиться сборка в спец. асептич. камере. Подготовленный к пуску КА должен быть заключён в герметич. оболочку, чтобы предотвратить вторичное загрязнение атмосферой, ибо в 1 м³ воздуха на уровне моря находится примерно 10^5 микроорганизмов, в т. ч. 10^3 бактерий. Оболочка должна сбрасываться только после прохождения земной атмосферы. Практически допустимой вероятностью нестерильности КА считается 10^{-4}.

СТЕХИОМЕ́ТРИЯ (от греч. stoichéion — основа, элемент и metréō — измеряю), стехиометрический состав — количественное соотношение окислительных и горючих элементов в *химическом ракетном топливе*, обеспечивающее при полном сгорании горючих элементов и отсутствии термической диссоциации образование только продуктов полного окисления (в соответствии с наивысшими степенями окисления), напр. H_2O, HF, HCl, CO_2, CF_4, BeO, BeF_2, $BeCl_2$, Li_2O, LiF, Al_2O_3. Для топлива стехиометрич. состава *коэффициент избытка окислительных элементов* и *коэффициент избытка окислителя* равны единице; при этом *коэффициент соотношения компонентов* ракетного топлива принимает значение, наз. стехиометрическим. Следует отметить, что в реальных условиях при горении топлива стехиометрич. состава в камере сгорания РД присутствуют продукты неполного сгорания и наблюдается термич. диссоциация.

СТРАТОПА́УЗА — то же, что *мезопик*.

СТРАТОСФЕ́РА — область атмосферы между *тропосферой* и *мезопиком*. Её нижняя граница находится на расстоянии ок. 10 км от поверхности Земли в полярных р-нах, поднимаясь до выс. 18 км к экватору. Верх. граница составляет условно 50 км. В установлении температурного режима С. осн. роль играет теплообмен излучением. В ниж. части С. до выс. 20—25 км темп-ра приблизительно постоянна, а выше, вплоть до мезопика, наблюдается рост темп-ры вследствие поглощения солнечного излучения озоном. Экваториальная С. обычно холоднее полярной.

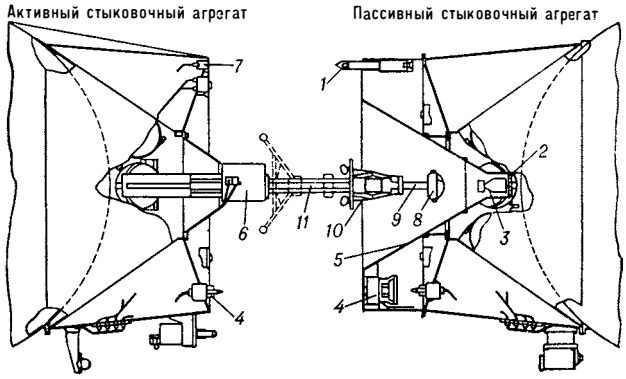
СТРЕКА́ЛОВ Геннадий Михайлович (р. 1940) — космонавт СССР, Герой Сов. Союза (1980), лётчик-космонавт СССР (1980). Чл. КПСС с 1972. В 1965 окончил МВТУ им. Н. Э. Баумана. Работает в КБ. С 1973 в отряде космонавтов. 27 нояб.— 10 дек. 1980 совм. с Л. Д. *Кизимом* и О. Г. *Макаровым* совершил полёт на КК «Союз Т-3» и орбит. станции «Салют-6» (в качестве космонавта-исследователя). Во время полёта, длившегося 12 сут 19 ч 7 мин 42 с, проводил ремонтно-профилактич. работы на орбит. станции. 20—22 апр. 1983 совм. с В. Г. *Титовым* и А. А. *Серебровым* совершил полёт на КК «Союз Т-8» в качестве космонавта-исследователя. Полёт продолжался 2 сут 17 мин 48 с. За 2 рейса в космос налетал 14 сут 19 ч 25 мин 30 с. Награждён 2 орденами Ленина. Портрет на стр. 385. См. также «Дополнения» в конце книги.

СТРЕСС-СИНДРО́М — реакция организма, развивающаяся в ответ на воздействие разнообразных раздражителей (стрессоров). Стресс-раздражителями являются многие факторы космич. полёта (перегрузки, вибрация, невесомость, эмоциональное напряжение и др.). Сущность С.-с. заключается в приспособлении организма к экстремальным факторам. В развитии С.-с. различают три стадии: тревога; резистентность; истощение. При продолжающемся или интенсивном действии раздражителя адаптационные возможности организма могут оказаться исчерпанными, что ведёт к потере резистентности и, возможно, гибели организма. Понятие С.-с. введено и разработано канадским патофизиологом Г. Селье (1936).

СТРУ́ЙНЫЙ НАСО́С — см. *Эжектор*.

СТУПЕНЕ́Й СООТНОШЕ́НИЕ — отношение начальных масс последовательных ступеней *составной ракеты*; один из осн. конструктивных параметров составной ракеты, от к-рого существенно зависит значение относит. массы полезного груза. При проектировании ракет обычно выбирают С. с. близким к оптимальному, при к-ром можно получить макс. относит. массу полезного груза.

СТЫКО́ВКА космических аппаратов — *сближение* и механическое соединение на орбите двух или более КА или их частей, например соединение КК с орбитальной станцией для доставки экипажа или груза, соединение КК между собой или с ракетной ступенью для выполнения совм. полёта, сборка крупногабаритных орбитальных станций или



Стыковочное устройство КК «Союз-4» и «Союз-5»: *1* — направляющий штырь; *2* — гнездо приёмного конуса; *3* — паз для защёлок; *4* — электроразъём; *5* — приёмный конус; *6* — привод стыковочного механизма; *7* — гнездо; *8* — головка с защёлками; *9* — амортизатор; *10* — рычаг выравнивания; *11* — штанга

межпланетных кораблей (предложена К. Э. Циолковским) из отдельных модулей и т. п.; С. может использоваться и при спасании экипажей КК.

С. может выполняться автоматически или с участием космонавтов, использующих «ручные» средства управления. Механич. соединение при С. осуществляется с помощью *стыковочного устройства*, к-рое состоит из двух *стыковочных агрегатов*, устанавливаемых на соединяемых КА (см. рис.). При С. КА доводятся до касания (см. *Стыковки начальные условия*): затем стыковочное устройство обеспечивает первичную *сцепку* КА, поглощение энергии соударения, выравнивание КА, их стягивание до создания жёсткого соединения.

Первая ручная С. была проведена 16.3.1966 экипажем пилотируемого КК «Джемини-8» (Н. Армстронг и Д. Скотт) с ракетой «Аджена» (США); первая автоматическая С. была осуществлена 30.9. 1967 на околоземной орбите (сов. ИСЗ «Космос-186» и «Космос-188»); первая С. двух пилотируемых КК («Союз-4» и «Союз-5») — 16.1.1969 (В. А. Шаталов, Б. В. Волынов, А. С. Елисеев, Е. В. Хрунов), при этом была установлена электрич. связь между КК (электрич. С.). С. широко использовалась при полётах КК «Союз» и орбит. станции «Салют» (СССР) и в программе «Аполлон» (США). Средства С. КК «Аполлон» использовались для его соединения с орбит. станцией «Скайлэб» в 1973. Первая стыковка трансп. КК с орбит. станцией проведена 21.4.1971: экипаж КК «Союз-10» (В. А. Шаталов, Н. Н. Рукавишников, А. С. Елисеев) произвёл С. с орбит. станцией «Салют». Первая междунар. стыковка в космосе была выполнена 17.7. 1975 с помощью специально разработанных в СССР и США андрогинно-периферийных агрегатов стыковки (*АПАС*). После соединения КК «Союз-19» и «Аполлон» А. А. Леонов, В. Н. Кубасов, Т. Стаффорд, Д. Слейтон и В. Бранд совершили неск. переходов из одного КК в другой. Для установления связи между КК и работы переносимой аппаратуры вручную были состыкованы электрич. разъёмы, располож. в тоннеле (см. *ЭПАС*).

Кроме непосредств. С. возможно соединение двух КА с использованием универсального космич. манипулятора.

В. С. Сыромятников.

СТЫКО́ВКИ НАЧА́ЛЬНЫЕ УСЛО́ВИЯ — отклонения *стыковочных агрегатов* от соосного положения и относительные скорости в момент первого механического контакта (касания) КА. Относит. положение стыкующихся КА при касании может быть задано 5 координатами, напр. 2 линейными (смещениями вдоль поперечных осей) и 3 угловыми координатами отклонения активного стыковочного агрегата относительно системы координат, связанной с пассивным стыковочным агрегатом. Относит. движение задаётся чаще всего 3 составляющими относит. скорости центра масс активного КА и угловыми скоростями обоих КА относительно их центров масс.

С. н. у. обеспечиваются средствами измерения относительного положения и скоростей, системой управления движением и ориентацией КА. Для автоматич. измерения параметров относит. движения применяются локаторы, при ручном управлении дополнительно используются визиры и мишени, к-рые устанавливаются обычно на пассивных КА. Соосное положение антенн локаторов, визиров и мишеней согласуется с соосным положением стыковочных агрегатов. Мишени пространств. типа позволяют определять как линейные (боковые) отклонения относительно перекрестья визира, так и оценивать угловые отклонения относительно трёх координатных осей; принято измерять *тангажа*, *курса*, *крена углы*. С. н. у. имеют разброс, к-рый складывается из ошибок измерения параметров относит. движения, погрешностей установки визиров, мишеней и антенн и динамич. ошибок систем управления. При расчёте процесса стыковки номинальные значения параметров, характеризующих С. н. у., задаются равными нулю, за исключением продольной составляющей скорости сближения, к-рая выбирается такой, чтобы обеспечивалось совмещение ответных элементов стыковочного механизма и срабатывание защёлок, напр. попадание головки штанги с защёлками в гнездо приёмного конуса.

С. н. у. существенно влияют на конструкцию и параметры *стыковочных устройств*. Боковые и частично угловые отклонения стыковочных агрегатов при касании определяют конфигурацию и размеры направляющих элементов, напр. диаметр приёмного конуса или размеры направляющих выступов *АПАС*. Нач. скорости определяют энергоёмкость амортизац. системы. При отработке и испытаниях стыковочного устройства обычно используются наихудшие сочетания нач. условий: макс. отклонения и миним. скорости — для проверки обеспечения сцепки; макс. скорости при разл. отклонениях — для проверки амортизац. системы.

СТЫКО́ВКИ СИСТЕ́МЫ — совокупность средств управления, контроля и исполнительных механизмов, производящих основные операции по *стыковке* и расстыковке КА. Управление стыковкой может осуществляться автоматически, с пульта космонавтов и из Центра управления полётом по командной радиолинии (КРЛ); на одном КА в общем случае могут применяться все три режима управления. Основой С. с. является специализированный электронный прибор (возможно также использование универсальной бортовой ЦВМ). Прибор выполняет две осн. функции: логическую обработку команд (с пульта, КРЛ, от системы автоматич. управления КА); коммутацию электропитания на двигатели, электромагниты и пиротехнич. устройства исполнит. механизмов *стыковочного агрегата*. С. с. связана также с другими бортовыми системами КА, напр. электропитания, управления движением, телеметрич. контроля. Обычно управление осн. операциями по стыковке и расстыковке производится С. с. КА с активным стыковочным агрегатом. При стыковке с помощью *АПАС* на каждом КА имеется С. с., к-рая может использоваться для выполнения всех операций. Пассивный стыковочный агрегат также может содержать механизмы, поэтому в общем случае используются две С. с. обоих стыкующихся КА.

СТЫКО́ВОЧНОЕ УСТРО́ЙСТВО — два *стыковочных агрегата*, устанавливаемые на КА и соединяемые между собой при стыковке. Один из агрегатов является активным, выполняющим все операции по стыковке и расстыковке, другой — пассивным. С. у. может также состоять из двух андрогинных, т. е. активно-пассивных агрегатов; при проведении стыковки и расстыковки любой из них может выполнять активную и пассивную роль. С. у. классифицируются по типу стыковочного механизма, к-рый производит осн. операции по образованию первичной связи между КА (до соприкосновения стыковочных шпангоутов). Наиболее простой и распространённый тип механизма — «штырь конус», у к-рого на активном агрегате имеется стыковочный механизм со штырём, входящим при стыковке в приёмный конус пассивного агрегата. К этому типу относятся, напр., С. у., использованные в программах «*Союз*», «Союз» — «*Салют*», «*Аполлон*». Другой тип механизма — периферийные устройства, у к-рых стыковочный механизм располагается по периферии стыковочного шпангоута, напр. С. у. для программы *ЭПАС* («Союз» — «Аполлон»). Периферийные С. у. обычно более сложные; их преимущество — наличие свободной центральной части, к-рая используется, напр., в качестве *переходного тоннеля*.

По характеру первичной связи, образуемой стыковочным механизмом, С. у. можно разделить на устройства с жёсткой несущей связью (применяются в реальных конструкциях) и с гибкой связью (экспериментальные). С. у. с несущей связью обеспечивают поглощение энергии относит. движения КА и гашение колебаний после сцепки за счёт амортизац. системы. Гибкая связь не рассчитывается на поглощение энергии относит. движения, поэтому требует управления перемещениями и ориентацией КА после сцепки и во время стягивания до соприкосновения стыковочных шпангоутов; это существенно усложняет системы управления, увеличивает время их работы, расход рабочего тела и т. д.

СТЫКО́ВОЧНО-МОНТА́ЖНОЕ ОБОРУ́ДОВАНИЕ — совокупность агрегатов, приспособлений и устройств монтажно-испытательного корпуса и *стартового комплекса* космодрома для сборки РН и стыковки с ней КА. В состав С.-м. о. входят стапели сборки, стыковочно-монтажные и технологич. тележки, стыковочные машины, манипуляторы. Стапели сборки — монтажные устройства, применяемые при горизонтальной сборке РН, позволяют изменять положение РН, обеспечивая удобный доступ по всем её сопрягаемым элементам. Стыковочно-монтажная тележка предназначена для подачи ступеней РН к месту сборки и стыковки сопрягаемых элементов ступеней. Оборудуется устройствами для крепления стыкуемого КА в трансп. положении, механизмами и приспособлениями для разворота и перемещения его в пространстве с целью совмещения соединит. узлов ступеней. Тележки бывают самоходными, перемещаемыми транспортёром или вручную. Обычно для сборки РН имеется комплект стыковочно-монтажных тележек. Для доставки КА в МИК и пристыковки его к РН при горизонтальной сборке применяют стыковочные машины. Иногда они оборудуются устройствами для поддержания темп-ры и влажности воздуха в заданных пределах и наз. изотермическими.

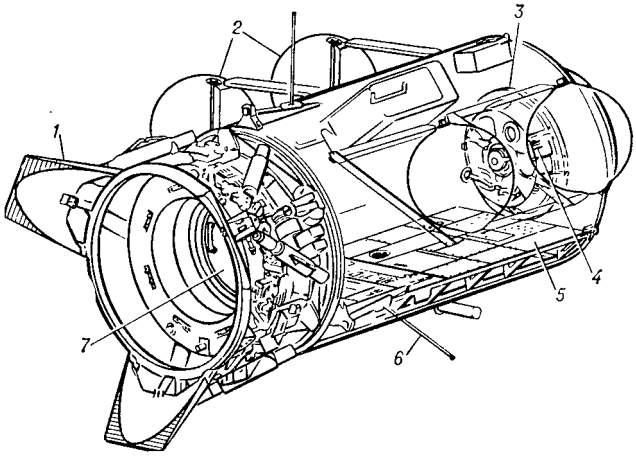
СТЫКО́ВОЧНЫЕ МЕХАНИ́ЗМЫ КОММУНИКА́ЦИЙ — устройства для дистанционной стыковки конечных элементов (наполнительных и дренажных соединений, пневмо- и электроразъёмов) гидравлических, дренажных, пневматических и электрических наземных коммуникаций космодрома с ответными элементами бортовых коммуникаций РН и их расстыковки перед пуском. В этом

случае С. м. к.— элементы ПУ; конструкции их зависят от расположения ответных элементов борта РН, массы наземных конечных элементов, условий их защиты от газовых струй РД и т. д. Используются также при стыковке пилотируемых и грузовых КА с орбит. станциями.

СТЫКО́ВОЧНЫЙ АГРЕГА́Т — совокупность механизмов, предназначенных для механического соединения двух КА в процессе *стыковки*. Силовая основа С. а.— его корпус, к-рый имеет стыковочный шпангоут, соединяемый при стыковке с ответным шпангоутом другого КА. Стык шпангоутов КК и орбит. станций обычно герметизируется, а шпангоуты образуют *переходный тоннель*. На корпусе С. а. устанавливаются его узлы и механизмы. Активным является С. а., механизмы к-рого выполняют осн. операции по стыковке и расстыковке. Пассивный С. а. обеспечивает взаимодействие с активным агрегатом; он может не содержать механизмов либо они могут быть предусмотрены в качестве резервных.

Механизмы для стыковки С. а. и расстыковки можно разделить на две осн. группы: механизмы стыковочного шпангоута и стыковочный механизм (СМ). На стыковочном шпангоуте устанавливаются замки, обеспечивающие жёсткое и, если это требуется, герметичное соединение и воспринимающие все внутр. и внеш. нагрузки при полёте КА в состыкованном состоянии. На нём также расположены уплотнение стыка, направляющие элементы, необходимые для точного совмещения стыка, толкатели для расстыковки, датчики сигнализации и автоматики и др. элементы. Все операции от касания до соприкосновения стыковочных шпангоутов осуществляются СМ, к-рый производит амортизацию соударения КА, *сцепку*, демпфирование относит. колебаний, выравнивание и стягивание; при расстыковке защёлки расцепляются. Конструкция СМ зависит от типа стыковочного устройства. СМ типа «штырь-конус» имеет, как правило, центр. штангу с амортизаторами и приводом для подтягивания и выдвижения. СМ периферийного типа содержит обычно кольцо с направляющими выступами, расположенное на неск. штангах — амортизаторах, и привод для его перемещения. Сцепка осуществляется с помощью защёлок при попадании головки штанги в гнездо приёмного конуса, находящегося в его вершине, или при совмещении кольца с направляющими и ответных элементов на пассивном С. а. После сцепки штанга или кольцо втягиваются до соприкосновения стыковочных шпангоутов. Перед стягиванием или в начале стягивания происходит выравнивание С. а. до достижения соосного положения. СМ содержит, как правило, неск. амортизаторов, в качестве к-рых используются пружины, электромеханич., гидропневматич. демпферы. С. а., созданные в СССР,— электромеханические, в США, как правило, применяются пневматика и гидравлика как для амортизаторов, так и для приводов. На пассивном С. а. часто устанавливаются резервные механизмы для расцепки защёлок СМ и замков стыковочного шпангоута. Он может также содержать механизмы для выполнения отд. операций при стыковке, напр. резервный комплект замков стыковочного шпангоута. Андрогинные С. а. (см., напр., *АПАС*) способны играть как активную, так и пассивную роль; они содержат полный комплект механизмов для выполнения стыковки и расстыковки. Кроме СМ и механизмов стыковочного шпангоута С. а. имеет элементы для выполнения вспомогат. операций, не относящихся непосредственно к стыковке и расстыковке: электрич. и гидравлич. разъёмы стыка, крышки переходного тоннеля с механизмами открытия и герметизации, элементы наддува и сброса давления из тоннеля и проверки герметичности стыка и т. п. *В. С. Сыромятников.*

СТЫКО́ВОЧНЫЙ МО́ДУЛЬ — отсек КК «*Аполлон*», предназначенный для обеспечения стыковки с КК «*Союз*» и перехода экипажей из одного КК в другой.



Стыковочный модуль: *1* — андрогинный периферийный агрегат стыковки; *2* — баллоны со сжатым газом; *3* — пассивный стыковочный агрегат; *4* — переходный люк в отсек экипажа КК «Аполлон»; *5* — приборный отсек; *6* — антенна; *7* — переходный люк в КК «Союз»

С. м., созданный специально по проекту *ЭПАС*, устанавливался в переходном отсеке РН «Сатурн-1В» под КК «Аполлон» и пристыковывался к нему после выведения КК на орбиту. Создание С. м. позволило избежать значит. переделок КК «Аполлон» и РН.

С. м. (дл. 3,15 м, диаметр цилиндрич. части корпуса 1,4 м, масса ок. 2 т) содержит с одной стороны *стыковочный агрегат* с приёмным конусом, аналогичный агрегату лунной кабины КК «Аполлон» и предназнач. для стыковки с командным модулем; с другой — *АПАС* для стыковки с КК «Союз». С. м. служит шлюзом при переходе экипажей КК, имеющих различную атмосферу. *Переходные тоннели* с обеих сторон С. м. закрыты герметичными крышками, имеющими клапаны для выравнивания давления перед их открытием и системы замков с ручным приводом с обеих сторон крышки (см. рис.).

С. м. снабжён оборудованием для изменения давления и состава атмосферы. Снаружи корпуса установлены 2 пары баллонов, содержащих 18,9 кг азота и 21,7 кг кислорода под давлением 6,33 МПа, стыковочная мишень, УКВ антенна, контейнер с аппаратурой для эксперимента «УФ поглощение». Снаружи С. м. покрыт многослойной теплоизоляцией. Внутри корпуса расположены приборы связи, контроля, управления, освещения, УКВ приёмник и передатчик, работающие на частоте КК «Союз», и различная аппаратура для совм. деятельности экипажей и выполнения экспериментов (универсальная печь и др.). Через С. м. проходит линия межкорабельной низкочастотной и ТВ связи, разъёмы связи закреплены на внутр. стенках переходных тоннелей и соединяются после *стыковки*. Электропитание систем С. м. от КК «Аполлон» — по кабелю, также соединяемому вручную. Поглощение углекислого газа и влаги обеспечивалось на различных этапах полёта оборудованием КК «Аполлон» и «Союз». С. м. разработан и изготовлен фирмой «Рокуэлл интернэшонал корпорейшен» (Rockwell International Corp.) по технич. заданию Центра пилотируемых полётов НАСА (Хьюстон).

СУБЛИМА́ТОР — применяемый в СЖО теплообменник, в к-ром отбор теплоты от нагретого источника осуществляется за счёт сублимации твёрдого хладагента, напр. льда.

СУБЛИМАЦИО́ННЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — см. *Газовый ракетный двигатель.*

СУБОРБИТА́ЛЬНЫЙ ПОЛЁТ — полёт КА по баллистической траектории со скоростью меньше первой космической, т. е. без выхода КА на орбиту ИСЗ. С. п. состоит из активного участка полёта РН при работающих двигателях, участка свободного полёта КА, участка торможения в атмосфере и участка спуска. С. п. проводились в США по программе

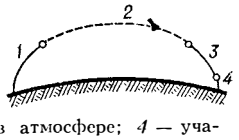


Схема суборбитального полёта: *1* — активный участок; *2* — участок полёта по баллистической траектории; *3* — участок торможения КА в атмосфере; *4* — участок спуска на парашюте

«Меркурий» (всего 15). Из них наиболее важными были запуски пилотируемых экспериментальных КК с помощью ракет «Редстоун» (А. Шепард — 5.5.1961, В. Гриссом — 21.7.1961). Первый полёт продолжался 15 мин 22 с, второй — 15 мин 37 с. С. п. совершил 5.4.1975 экипаж КК «Союз» (В. Г. Лазарев, О. Г. Макаров), к-рый не вышел на расчётную орбиту и произвёл мягкую посадку на Землю (время полёта 21 мин 27 с).

СУЙДЖЕРТ (Swigert) Джон Леонард (р. 1931) — космонавт США. Окончил Колорадский ун-т (1953, бакалавр наук по механике), Политехнич. ин-т в Ренселере (1965, магистр наук по авиации и астронавтике) и Хартфордский ун-т (1967, магистр наук по адм. деятельности). Работал лётчиком-испытателем. С 1966 в группе космонавтов НАСА. 11—17 апр. 1970 совм. с Дж. *Ловеллом*, Ф. *Хейсом* совершил полёт к Луне в качестве пилота осн. блока КК «Аполлон-13». В связи с аварией на корабле посадка на Луну была отменена и «Аполлон-13», совершив об-

Дж. Л. Суиджерт

лёт Луны, благополучно вернулся на Землю. Полёт продолжался 5 сут 22 ч 54 мин 41 с. Чл. Об-ва лётчиков-испытателей, Амер. ин-та аэронавтики и астронавтики. Награждён золотой медалью НАСА «За выдающиеся заслуги», Почётным дипломом им. В. М. Комарова (ФАИ). Обладатель награды «Октава Чанута» Амер. ин-та аэронавтики и астронавтики. В 1973 ушёл из НАСА. В 1973—78 сотрудник Комиссии по науке и технике палаты представителей Конгресса США. В 1979 вернулся в НАСА; готовится к полётам по программе «Спейс шаттл».

СУРДОКА́МЕРА (от лат. surdus — глухой и камера) — помещение со звуконепроницаемыми стенами, служащее для проведения физиологических, психологических и др. исследований, а также тренировок космонавтов в условиях *сенсорной депривации*.

СУСПЕ́НЗИЯ (от позднелат. suspensio — подвешивание) — взвесь твёрдого диспергированного вещества в жидкости, отличающаяся от коллоидных растворов бо́льшим размером твёрдых частиц. В ракетной технике испытывались С. металлов и металлоидов (напр., бора, кремния, углерода, алюминия, магния, бериллия и др.) в жидком *горючем*. Несмотря на то, что введение подобных элементов увеличивает плотность горючего и позволяет получить более высокий уд. импульс, С. до сих пор не получили применения в связи с нестабильностью, большой вязкостью. Кроме того, С. засоряют системы ЖРД. Мн. из этих недостатков лишены *тиксотропные суспензии*.

СУ́ТКИ — единица времени, равная 24 ч; определяется периодом вращения Земли вокруг своей оси относительно точки весеннего равноденствия (звёздные С.) или относительно Солнца (истинные солнечные С.). Из-за движения точки весеннего равноденствия различают истинные и ср. звёздные С. Точка весеннего равноденствия движется навстречу суточному вращению Земли, поэтому время полного оборота Земли вокруг своей оси больше звёздных С. на 0,0084 с ср. звёздного времени. Истинные солнечные С. имеют разл. продолжительность в разные дни года. Разница доходит до 50 с. Наиболее употребительны ср. солнечные С., равные ср. продолжительности истинных солнечных С. за год (24 ч 3 мин 56,55536 с звёздного времени). Эфемеридные С., используемые в уравнениях движения небесных тел, равны 86 400 эфемеридных секунд.

СФЕ́РА ДА́ЙСОНА — гипотетическая искусственная материальная сфера, к-рая может быть создана вокруг звезды высокоразвитой цивилизацией с целью максимально полного использования лучистой энергии звезды. Сфера создаётся путём распределения вещества массивной планеты в виде тонкостенной оболочки, охватывающей звезду со всех сторон на нек-ром расстоянии. Если гипотеза о существовании подобных сфер, высказанная Ф. Дайсоном (F. Dyson, США), верна, то наиболее вероятными местами обитания внеземных развитых цивилизаций будут не планеты у видимых звёзд, а тёмные объекты с радиусом порядка 1 а. е. и темп-рой 200—300 К. Они будут излучать в ИК области длин волн близ 10 мкм, ибо видимое излучение звезды перехватывается С. Д. полностью и в условиях равновесия переизлучается в тепловом диапазоне. Путей реального осуществления такой сферы и её устойчивости при вращении Дайсон не рассматривает. Имеется заведомо динамически устойчивый вариант С. Д. — «раковина» (предложена сов. учёным Г. И. Покровским).

СФЕ́РА ДЕ́ЙСТВИЯ ЛУНЫ́ — сфера вокруг Луны, имеющая радиус ~ 66 тыс. км. Внутри С. д. Л. отношение ускорения, сообщаемого небесному телу Луной, к возмущающему ускорению, сообщаемому ему Землёй, больше отношения ускорения, сообщаемого небесному телу Землёй, к возмущающему ускорению, сообщаемому ему Луной. Поэтому при изучении движения, напр. КА, в С. д. Л. удобнее брать за центральное тело Луну, а за возмущающее — Землю. Когда движение КА происходит вне этой сферы, удобнее считать Землю центральным телом, а Луну — возмущающим.

СФЕ́РА ДЕ́ЙСТВИЯ ПЛАНЕ́ТЫ — сфера вокруг планеты, имеющая радиус, равный $R = r\left(\frac{m}{m_0}\right)^{2/5}$, где r — расстояние планеты от Солнца, m — масса планеты, m_0 — масса Солнца. Эта сфера обладает тем свойством, что внутри неё отношение ускорения, сообщаемого небесному телу (напр., КА) планетой, к возмущающему ускорению, сообщаемому ему Солнцем, больше отношения ускорения, сообщаемого этому телу Солнцем, к возмущающему ускорению, сообщаемому ему планетой; вне С. д. п., наоборот, второе отношение больше первого. Поэтому, когда движение происходит внутри С. д. п., удобнее принять планету за центральное тело, а Солнце — за возмущающее. Если же движение происходит вне этой сферы, то удобнее считать Солнце центральным телом, а планету — возмущающим.

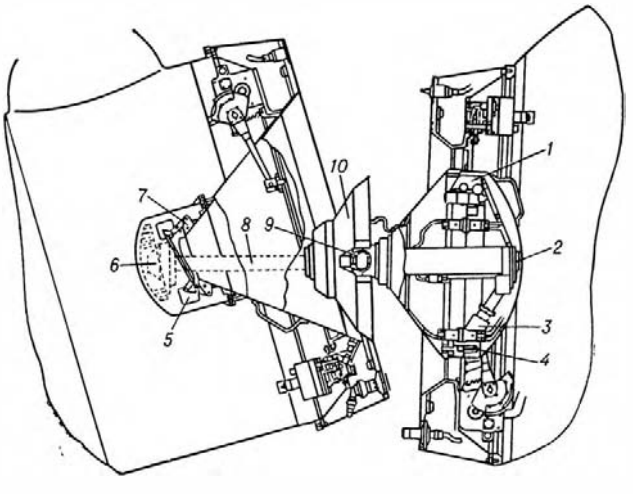
Радиусы С. д. п. (млн. км): Меркурий — 0,14, Венера — 0,62, Земля — 0,94, Марс — 0,63, Юпитер — 48, Сатурн — 54, Уран — 51, Нептун — 87.

СЦЕ́ПКА при стыковке — образование в процессе стыковки первичной механической связи между двумя КА, допускающей ограниченные перемещения одного КА относительно другого. В общем случае после нескольких соударений при стыковке происходит совмещение элементов стыковочного механизма (СМ) с защёлками, которые осуществляют С. Для совмещения (с заданными отклонениями от соосного положения) *стыковочных агрегатов* СМ имеет определ. конфигурацию. Перед С. и после неё происходит амортизация соударений КА по всем 6 степеням свободы; СМ содержит, как правило, неск. амортизаторов, на к-рых происходит гашение относит. колебаний КА. После затухания колебаний КА выравниваются до достижения соосного положения стыковочных агрегатов и стягиваются. В созданных конструкциях относит. перемещения КА целиком ограничиваются амортизаторами. Разрабатывались проекты СМ с гибкой связью, требующих управления движением и ориентацией КА после С.

Для совмещения элементов СМ с защёлками и их срабатывания необходима определ. энергия, поэтому при сближении КА сообщается относит. продольная (вдоль продольной оси *стыковочного устройства*) скорость 0,05—0,5 м/с. Для облегчения С. используются также реактивные управляющие двигатели, создающие силу вдоль продольной оси. Для включения и выключения двигателей СМ имеют датчики касания и С., к-рые применяются также для выключения или изменения режимов работы систем управления движением и ориентацией КА, а также сигнализации экипажу и в наземный Центр управления полётом. Может использоваться также ручное включение и выключение с пульта космонавтов.

При расстыковке происходит процесс, обратный С.; защёлки расцепляются дистанционно управляемыми приводами или электромагнитами. При размещении СМ в центральной части герметичного стыковочного устройства защёлки расцепляются после стягивания стыковочных шпангоутов для его демонтирования и освобождения *переходного тоннеля*. Приводы для расцепки защёлок, как правило, резервируются механизмами, устанавливаемыми на ответном (напр., на пассивном) стыковочном агрегате; здесь могут применяться механизмы с ручным управлением и с использованием пиротехники.

«СЭП» (англ. CEP, сокр. от Cylindrical Electrostatic Probe — цилиндрический электростатический зонд) — наименование американского ИСЗ для исследования ионосферы. Масса 2 кг. Выведен 11.12.1970 РН «Торад-Дельта» как дополнит. полезный груз на низкую орбиту. Информация в соответствии с программой передавалась на Землю в течение двух оборотов КА вокруг Земли.



Стыковочное устройство КК «Союз» и орбитальной станции «Салют» при сцепке: *1* — демпфер бокового амортизатора; *2* — привод защёлок; *3* — пружинный механизм бокового амортизатора; *4* — пироболт отстрела стыковочного механизма; *5* — привод упоров гнезда; *6* — головка штанги с защёлками; *7* — упор гнезда; *8* — штанга; *9* — рычаг выравнивания; *10* — привод стыковочного механизма

Т

ТА́ГАРД (Thagard) Норман (р.1943) — космонавт США. Получил степени бакалавра наук (1965) и магистра наук (1966) в области техники в ун-те шт. Флорида, доктора медицины в Техасском ун-те (1977). С 1978 в группе космонавтов НАСА. 18—24 июня 1983 совм. с Р. *Крипеном*, Ф. *Хауком*, Дж. *Фабианом*, С. *Райд* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Челленджер») в качестве специалиста по операциям на орбите. Полёт продолжался 6 сут 2 ч 24 мин 10 с.

ТАМА́ЙО МЕ́НДЕС (Tamayo Méndez) Арнальдо (р. 1942) — космонавт Республики Куба, полковник, Герой Республики Куба (1980). Чл. КПК с 1967. Первый гражданин Республики Куба, совершивший полёт в космос. Окончил Технологич. ин-т им. Эхерсито Ребельде (1961). В 1961—62 учился в Ейском высшем воен. авиац. уч-ще лётчиков (ныне им. В. М. Комарова). Окончил также Высшую школу Революционных Вооружённых Сил им. М. Гомеса. Служит в ВВС Республики Куба. В 1978 отобран кандидатом для пилотируемого полёта по программе «Интеркосмос»; прошёл полный курс обучения в Центре подготовки космонавтов им. Ю. А. Гагарина. 18—26 сент. 1980 совм. с Ю. В. *Романенко* совершил полёт на КК «Союз-38» (в качестве космонавта-исследователя) и орбит. станции «Салют-6» (осн. экипаж Л. И. *Попов*, В. В. *Рюмин*) с пристыкованным к ней КК «Союз-37». Полёт продолжался 7 сут 20 ч 43 мин 24 с. Т. М. присвоено звание Героя Сов. Союза (1980). Награждён орденом «Плая-Хирон», орденом Ленина и медалями.

ТАНГА́ЖА, КУ́РСА, КРЕ́НА УГЛЫ́ — 1) угловые координаты искусственного спутника (ИС) небесного тела, имеющего *орбитальную ориентацию*. Угол тангажа характеризует угловое отклонение одной из осей ИС (напр., у кругового ИС — оси, ориентируемой по вектору его орбитальной скорости) от плоскости, перпендикулярной направлению на центральное тело; угол курса (рысканья) — угловое отклонение этой же оси от плоскости орбиты; угол крена — угловое отклонение от заданного положения двух др. осей ИС. Иногда эти же термины условно применяют к угловым координатам КА, имеющим др. типы ориентации. 2) Угловые координаты РН. В этом случае угол тангажа равен углу между продольной осью РН и плоскостью местного горизонта; угол курса характеризует отклонение продольной оси от плоскости траектории РН; угол крена (вращения) — поворот РН вокруг её продольной оси. Каналы тангажа, курса, крена — каналы (контуры) системы ориентации ИС или системы угловой стабилизации РН, контролирующие соответственно угловые координаты и удерживающие их вблизи требуемых значений.

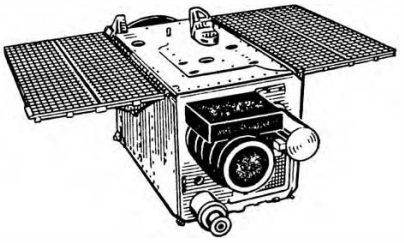
ТАНЕГА́СИМА — космодром Японии, расположенный на острове того же названия (30° 30′ с. ш., 131° в. д.) в архипелаге Осуми, к югу от о. Кюсю. Первый запуск — ИСЗ «ЭТС-1» (9.9.1975). На Т. имеются стартовый комплекс для запуска РН серии «Н» (см. «*Н-1*»), РЛС и оптич. средства слежения за полётом РН; станции приёма телеметрич. информации расположены на о. Ириомоте (в 22 км к северу от о. Танегасима) и близ г. Накатане. См. вкл. XLII.

ТВЁРДОЕ РАКЕ́ТНОЕ ТО́ПЛИВО — *химическое ракетное топливо*, представляющее собой твёрдую композицию из окислителя и горючего, размещаемую в камере сгорания РДТТ в виде *заряда* и способную устойчиво и закономерно гореть. Различают два осн. класса Т. р. т.— *коллоидные твёрдые ракетные топлива* и *смесевые твёрдые ракетные топлива*. Для улучшения разл. характеристик твёрдых топлив в них вводят *стабилизаторы*, *пластификаторы*, *флегматизаторы*, *отвердители*, *катализаторы* горения и др. присадки. Осн. специфич. требованиями, предъявляемыми к Т. р. т., являются: равномерность распределения компонентов и, следовательно, постоянство свойств топлива в заряде; стабильность компонентов и отсутствие их взаимодействия между собой и с материалами конструкции РДТТ; способность легко воспламеняться, гореть в камере РД устойчиво и с заданной *скоростью горения*, исключая возможность перехода горения в детонацию; определенный комплекс физико-механических свойств, обеспечивающих после длит. хранения работоспособность заряда в условиях перегрузок, переменной темп-ры, вибраций и т. п. Из-за хим. несовместимости не всегда удаётся использовать в составе Т. р. т. энергетически наиболее эффективные компоненты. Кислородный баланс Т. р. т. всегда отрицателен, т. е. окислит. элементов в них всегда меньше, чем необходимо для полного сгорания. По уд. импульсу Т. р. т. уступают жидким топливам, по плотности обычно превосходят последние. Обладают рядом эксплуатац. преимуществ. Применяются в реактивной артиллерии, в ракетах различного назначения, а также на КА.

ТВЕРДОТО́ПЛИВНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — см. *Ракетный двигатель твёрдого топлива*.

ТВЕРДОФА́ЗНЫЙ Я́ДЕРНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — *ядерный ракетный двигатель* с твердофазным *реактором* деления ядер.

«ТД-1А» (англ. TD, сокр. от Thorad-Delta — «Торад-Дельта») — наименование ИСЗ *Европейского космического агентства* для регистрации галактических и внегалактических излучений в различных



ИСЗ «ТД-1А»

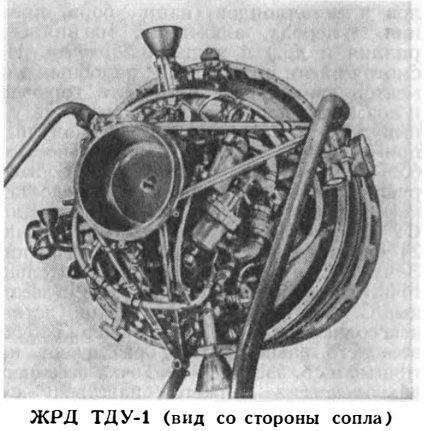
областях спектра, а также гамма- и рентгеновского излучения Солнца. Масса ИСЗ 472 кг, в т. ч. масса науч. приборов 145 кг. Электропитание (320 Вт) от СБ (на двух панелях). Система трёхосной ориентации использует солнечные датчики, ИК датчик земного горизонта и

Н. Тагард

А. Тамайо Мендес

гироскопы, а в качестве исполнит. органов — 3 маховика и 6 микродвигателей, работающих на сжатом аргоне. Одна ось ИСЗ должна быть постоянно направлена на Солнце с точностью 0,5′. Для обеспечения сканирования небесной сферы ИСЗ проворачивается относительно этой оси на 360° за один виток по орбите. На ИСЗ установлено 7 науч. приборов, разработанных в Великобритании, Нидерландах, Италии, Франции и ФРГ. Он выведен 12.3.1972 РН «Торад-Дельта» на орбиту с выс. в перигее 523 км, выс. в апогее 542 км, наклонением 97,55°; период обращения 95,29 мин.

ТДУ-1 (сокр. от тормозная двигательная установка) — советская ДУ с ЖРД, созданная в ОКБ А. М. *Исаева* в 1959; применялась на КК «*Восток*» и «*Восход*» для



ЖРД ТДУ-1 (вид со стороны сопла)

обеспечения тормозного импульса при спуске КК с околоземной орбиты. ТДУ-1 содержит однокамерный ЖРД с насосной подачей самовоспламеняющегося топлива (азотнокислотный окислитель и горючее на основе аминов). Камера ЖРД установлена неподвижно вдоль оси торовых топливных баков. Отработ. газ турбины ТНА истекает через неподвижные рулевые сопла. Для наддува баков и управления агрегатами автоматики ДУ используется сжатый азот, хранящийся в сферич. баллонах. Нач. поступление топлива в ЖРД без газовых включений обеспечивается установленными в баках эластичными разделителями, работающими только при запуске ЖРД (в дальнейшем газ наддува воздействует на топливо непосредственно, минуя разделители). Нормальное воспламенение топлива достигается созданием в камере сгорания избыточного давления. С этой целью она изолирована от окружающей среды тонкой металлич. заглушкой (с предохранительным клапаном), впаянной в сопло, и при запуске наддувается азотом. С началом работы ЖРД заглушка

выбрасывается продуктами сгорания топлива. Пуск ДУ может осуществляться как автоматически (по команде с Земли), так и вручную. Номинальные параметры ДУ: тяга 15,83 кН, уд. импульс 2610 м/с, давление в камере сгорания 5,59 МПа, макс. время работы 45 с.

ТЕЛЕСКО́П оптический (от греч. tēle — далеко и skopéō — смотрю) — астрономический инструмент для наблюдения небесных тел; оптическое устройство, собирающее свет небесного тела. Проницающая сила Т. (т. е. звёздная величина наиболее слабых звёзд, видимых с помощью Т.) пропорциональна площади его объектива. При помощи Т. в отсутствие атм. и др. помех можно различить источники света, отстоящие один от другого на угловое расстояние (в угловых секундах), равное $2{,}52\cdot10^5(\lambda/d)$, где λ — дл. волны регистрируемого излучения, d — диам. объектива Т., измеренные в одних и тех же единицах.

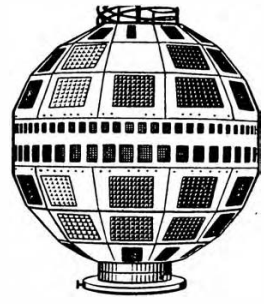
Т. делятся на рефлекторы, объективом к-рых является параболич. зеркало, рефракторы, имеющие линзовый объектив, и зеркально-линзовые Т. Рефлекторы обычно имеют бо́льшую проницающую силу, свободны от хроматич. (цветовых) ошибок, но характеризуются малым полем зрения. Рефракторы значит. сложнее в изготовлении, не свободны от хроматич. ошибок, но обладают сравнительно большим полем зрения. С сер. 50-х гг. 20 в. особое развитие получили зеркально-линзовые Т., в значительной мере свободные от недостатков рефлекторов и рефракторов.

По типу приёмника излучения подразделяются на Т. с визуальной (изобретён в 16 в.), фотографической, фотоэлектрической, телевизионной и др. регистрацией.

Установка (монтировка) Т. обычно обеспечивает его вращение вокруг двух взаимно перпендикулярных осей. Ведение Т. за объектом обычно осуществляется автоматически, в новейших системах — с учётом атм. рефракции и деформации конструкции инструмента. Наиболее распространены двухосные экваториальные или параллактич. монтировки, одна из осей к-рых параллельна оси вращения Земли. Слежение за естеств. небесными телами производится равномерным вращением относительно этой оси с частотой 1 об/сут. Для наблюдений за космич. аппаратами используются трёх- и четырёхосные монтировки. Солнечный Т. обычно имеет большое фокусное расстояние и (поскольку перемещать весь телескоп за Солнцем неудобно) снабжается системой плоских зеркал (целостатом или сидеростатом), направляющей свет Солнца в неподвижный объектив.

Крупнейший в мире Т. (рефлектор с зеркалом диаметром 6 м) изготовлен в СССР и установлен в астрофиз. обсерватории АН СССР на Сев. Кавказе. Этот Т. позволяет принимать излучение звёзд 26-й звёздной величины, т. е. в 100 млн. раз более слабых, чем при наблюдении невооружённым глазом.

«ТЕЛСТА́Р» (англ. Telstar, сокр. от Telecommunications Star — звезда для дальней связи) — наименование серии экспериментальных американских ИСЗ связи. Масса 77—79 кг, корпус — сфера диам. 0,88 м. Электропитание (15 Вт) от СБ и никель-кадмиевых батарей. Стабилизация вращением (180 об/мин). В системе терморегулирования используются жалюзи. Ретранслятор (приём на частоте 6390 МГц, передача на частоте 4170 МГц) обеспечивает передачу одной ТВ программы или двустороннюю радиотелефонную связь по 60 каналам. Телеметрич. передатчик работает на частоте 136 МГц, командный приёмник — на частоте 120 МГц, радиомаяк системы траекторных измерений — на частоте 4080 МГц. Ретранслятор использует две многоэлементные кольцевые антенны, спиральную и гибкие антенны. ИСЗ несёт также детекторы космич. излучения и экспериментальные полупроводниковые приборы. Запущено два ИСЗ «Т.» с помощью РН «Тор-Дельта» (10.7.1962 и 7.5.1963) на орбиту с выс. в перигее 960 км, выс. в апогее соответственно 5600 и 10 800 км, наклонением 43°; периоды обращения 158 и 225 мин. Более высокий апогей орбиты при втором запуске выбран с таким расчётом, чтобы ИСЗ проходил выше наиболее интенсивной зоны радиации, создаваемой *радиационным поясом Земли*.

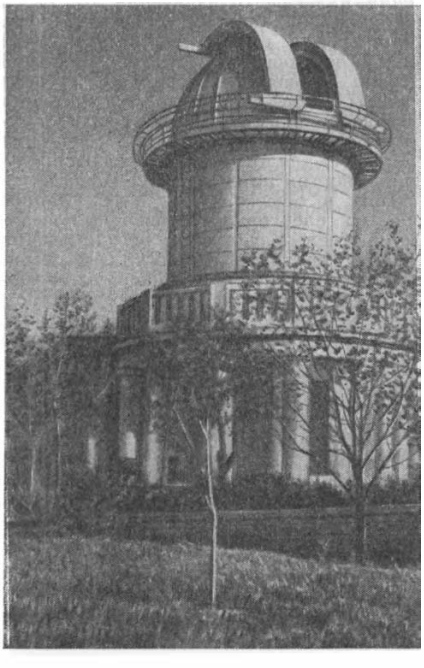


ИСЗ «Телстар»

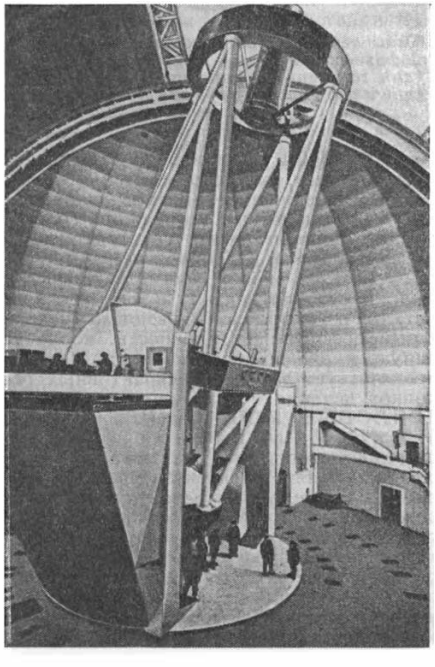
ТЕОДОРЕ́СКУ (Teodorescu) Константин (р. 1929) — румынский учёный, доктор техн. (авиац.) наук, председатель Румынской комиссии по космич. деятельности. Окончил Бухарестский политехнич. ин-т (1952) и Бухарестскую воен. академию (1954). Чл. руководящего комитета Нац. Совета по науке и технологии, директор Нац. ин-та науч. и технич. творчества, зам. генер. директора Центр. машиностроит. ин-та. Осн. труды в области газодинамики и аэроакустики. Портрет на стр. 392.

ТЕ́ПЛОВА́Я ЗАЩИ́ТА спускаемого аппарата — предназначена для защиты силовой конструкции, систем и агрегатов спускаемого аппарата (СА) от аэродинамич. нагрева на участке спуска в атмосфере, а также для обеспечения комфортных условий экипажу, находящемуся в СА. Конструкция Т. з. и состав теплозащитных материалов определяются скоростью входа СА в атмосферу, баллистич. характеристиками (угол входа в атмосферу, закон управления на траектории спуска), аэродинамич. формой и массой СА. Т. з. СА может быть подразделена на активную, пассивную, радиационную и смешанного типа. Активная Т. з. характеризуется наличием в её составе системы охлаждения силовой конструкции с помощью *холодоносителя*. К активной Т. з. относят также теплозащиту, в к-рой снижение тепловых потоков к поверхности СА достигается путём вдува в пограничный слой газовых компонентов через щели, отверстия или капилляры в поверхности. Разновидностью активной Т. з. является широко используемое абляционное охлаждение (см. *Абляция*). Пассивная Т. з. поддерживает темп-ру силовой конструкции в заданных пределах в осн. за счёт аккумуляции теплоты в слое материала с большой уд. теплоёмкостью. Она требует значит. массы поглощающего материала и поэтому в чистом виде применяется редко. Примером применения пассивной Т. з. является орбит. ступень МТКК «Спейс шаттл». 31 тыс. теплозащитных плиток защищают конструкцию орбит. ступени (фюзеляж) от высоких темп-р, возникающих при входе в плотные слои атмосферы. Плитки имеют разл. размеры, точно подогнаны друг к другу и покрывают 75% внеш. поверхности орбит. ступени. Помимо плиток для Т. з. использованы композиционный материал углерод — углерод (нос фюзеляжа и передняя кромка крыла) и вой-

Башенный солнечный телескоп



Рефлектор БТФА Специальной астрофизической обсерватории АН СССР на Северном Кавказе (диаметр зеркала 6 м)



К. Теодореску

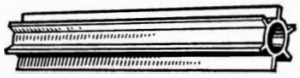
В. В. Терешкова

лок (менее нагреваемые участки фюзеляжа). Радиационная Т. з. используется для защиты элементов конструкции, расположенных в зонах с относительно низким уровнем тепловых потоков (напр., на «подветренной» стороне СА). Она представляет собой наружные металлич. жаростойкие обшивки, покрывающие защищаемую часть КА. Отвод теплоты осуществляется излучением в окружающее пространство. При этом темп-ра обшивки определяется плотностью теплового потока к поверхности и степенью её черноты (см. в ст. *Теплообмен излучением*); последняя обеспечивается нанесением на обшивку спец. покрытий или соответствующей её обработкой. В случае применения радиационной Т. з. принимают меры к снижению тепловых потоков, поступающих внутрь КА по узлам крепления. Т. з. наиболее теплонапряжённых (лобовых) частей СА таких КК, как «Восток», «Меркурий», «Союз», «Джемини» и «Аполлон», основана на абляционном охлаждении.

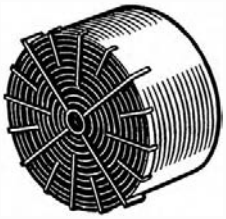
ТЕПЛОВА́Я ТРУБА́ — устройство для передачи тепловой энергии на небольшие расстояния. Представляет собой заполненный рабочим телом герметичный объём с внутр. поверхностью, имеющей капиллярно-пористую структуру. В Т. т. выделяют зону (испаритель), в к-рой происходит испарение рабочего тела и, следовательно, поглощение подводимой теплоты, и зону с более низкой темп-рой (конденсатор), в к-рой осуществляется конденсация паров на стенке за счёт отвода теплоты. Возврат рабочего тела в испаритель идёт под действием капиллярных сил. Таким образом в Т. т. при наличии разности темп-р между испарителем и конденсатором за счёт циркуляции рабочего тела происходит перенос теплоты от одной стенки к другой. В зависимости от диапазона темп-р, в к-ром работает Т. т., в качестве рабочего тела используются литий, натрий, калий (для темп-р 500—1200 К), вода, ацетон, хладоны (для средних темп-р), азот (при криогенных темп-рах). Капиллярно-пористая структура может быть выполнена в виде пазов, располож. по образующей Т. т., фитилей из металлич. сеток и т. д. Различают Т. т. неуправляемые (интенсивность теплового потока определяется разностью темп-р между испарителем и конденсатором) и управляемые (интенсивность теплового потока поддерживается такой, что обеспечивает заданную темп-ру на одном из концов Т. т.). Т. т. имеет высокую эффективную теплопроводность (на неск. порядков превышает теплопроводность металлов), простую конструкцию, малую массу, не использует механич. устройств для обеспечения циркуляции теплоносителя и эффективно работает в условиях невесомости. Т. т. могут использоваться на КА, напр. в *терморегулирования системах* для сброса теплоты в космич. пространство (в этом случае испарит. участок Т. т. размещён в контуре теплоносителя, не изменяющего своего агрегатного состояния, а конденсационный вместе с радиац. поверхностью образуют *радиационный теплообменник*).

ТЕПЛОВЫДЕЛЯ́ЮЩИЙ ЭЛЕМЕ́НТ, топливный элемент ядерного реактора, ТВЭЛ — основной рабочий элемент твердофазного ядерного *реактора*. Содержит ядерное горючее и служит для нагрева прокачиваемого через него *рабочего тела*. В реакторе может помещаться от неск. десятков до сотен топливных элементов. Т. э. реактора ЯРД имеют развитые теплообменные поверхности, обеспечивающие высокий нагрев протекающего рабочего тела. Простейшими являются стержневые и пластинчатые Т. э., объединяемые для удобства монтажа в т. н. тепловыделяющие сборки; удобны трубчатые Т. э. в виде набора соосно располож. тонкостенных трубок. Ядерное горючее служит одновременно конструкц. материалом. Ввиду невысокой темп-ры плавления чистого

а



б



в

Типы тепловыделяющих элементов твердофазных ЯРД: *а* — «блочный» элемент (для гомогенного реактора); *б*, *в* — пластинчатые элементы (для гетерогенных реакторов)

урана (~1400 К), являющегося осн. ядерным горючим, он используется в составе хим. соединений (окислов, карбидов и т. д.) или механич. композиций (напр., графит, пропитанный урансодержащими веществами), благодаря чему рабочая темп-ра Т. э. может достигать 3000 К. Т. э. часто заключают в герметичный металлич. (напр., вольфрамовый) чехол, к-рый обеспечивает прочность, коррозионную и эрозионную стойкость Т. э. и препятствует выходу радиоактивных осколков деления.

ТЕПЛОВЫ́Е ИСПЫТА́НИЯ космического аппарата — комплекс наземных испытаний, в задачи к-рых обычно входят: проверка эффективности работы *системы обеспечения теплового режима* КА в условиях, имитирующих натурные на том или ином участке космического полёта; проверка работы аппаратуры в этих же условиях; определение образующегося при этом поля температуры в конструкции КА или отдельных его элементов; проверка методов расчёта теплового режима КА и т. д. Различают Т. и. комплексные (испытывается весь КА) и автономные (Т. и. подвергаются отд. элементы КА). Т. и. проводятся, как правило, в спец. термобарокамерах, в к-рых могут имитироваться высокий вакуум, «чёрный» космос, атмосфера с параметрами, отличающимися от земных (для Т. и. спускаемых аппаратов), а также тепловое излучение Солнца и планет. См. также *Наземные испытания* ракеты-носителя и космического аппарата, *Космического полёта имитация*.

ТЕПЛООБМЕ́Н ИЗЛУЧЕ́НИЕМ, лучистый теплообмен — теплообмен между телами, осуществляющийся в результате процессов превращения внутренней энергии тела в энергию электромагнитного излучения, переноса последней в пространстве и её последующего поглощения другим телом. Лучеиспускательная способность тела (кол-во энергии, излучённой в ед. времени с ед. поверхности) пропорциональна четвёртой степени его термодинамич. (абсолютной) темп-ры. Различают тела чёрные, серые и с селективным излучением. Чёрное тело имеет сплошной спектр излучения во всём интервале длин волн от $\lambda = 0$ до $\lambda = \infty$ и обладает наибольшей лучеиспускат. способностью по сравнению с любым реальным телом, имеющим одинаковую с ним темп-ру. Распределение интенсивности по спектру (спектральная интенсивность — количество энергии, излучаемой в ед. времени в интервале длин волн от λ до $\lambda + d\lambda$) зависит от λ и температуры тела; в соответствии с законом Планка с ростом температуры спектральная интенсивность возрастает и её максимальное значение смещается в область более коротких волн. Серые тела, как и чёрные, излучают во всём диапазоне волн, но при одинаковых темп-рах их спектральная интенсивность меньше; степень её снижения, наз. монохроматической степенью черноты тела ε_λ, является для серого тела постоянной. Лучеиспускательная способность серых тел характеризуется интегральной степенью черноты ε; она численно равна ε_λ. В соответствии с законом Кирхгофа для монохроматич. излучения коэф. поглощения падающего излучения α_λ равен монохроматич. степени черноты ε_λ тела. Поэтому для серых тел интегральный коэф. поглощения электромагнитной энергии α равен интегральной степени черноты ε и не зависит от распределения падающей энергии по длинам волн. У селективно излучающих тел ε_λ — функция λ. Поэтому для них α зависит от распределения энергии по спектру падающего излучения в общем случае $\alpha \neq \varepsilon$. Данное свойство селективно излучающих поверхностей и используется для регулирования темп-ры внутри КА, поскольку Т. и. является осн. видом теплообмена между КА и окружающим его пространством (вне атмосферы).

КА воспринимает электромагнитную энергию, излучаемую Солнцем, планетами, а также т. н. фоновую радиацию (излучения звёзд, галактик). В свою очередь, КА также излучают энергию в космич. пространство. Мощность солнечного излучения, поступающего на ед. поверхности, ориентированной перпендикулярно направлению на центр Солнца, изменяется обратно пропорционально квадрату расстояния от неё до Солнца и на удалении $1{,}5 \cdot 10^8$ км составляет ~ 1400 Вт/м². Тепловая энергия, излучаемая планетой, складывается из отражённого солнечного излучения (определяется *альбедо* планеты) и собственного

излучения, определяемого её темп-рой. Фоновая радиация с любого направления равна ~ 10^{-5} Вт/м², и её можно не учитывать. Особенность Т. и. в космич. пространстве заключается в том, что теплообмен происходит между телами, имеющими существенно разные темп-ры. Осн. источник лучистой тепловой энергии — Солнце — имеет эффективную темп-ру излучения 5785 К, при к-рой 92% излучённой энергии приходится на диапазон длин волн от 0,3 до 3 мкм. Темп-ры поверхностей КА и планет, как правило, более чем в 15 раз меньше, и осн. энергия их излучения приходится на диапазон, имеющий длину волны более 4 мкм. Т. о., падающая на поверхность КА солнечная тепловая энергия и собств. излучение его поверхности приходятся на существенно разные диапазоны длин волн. Это позволяет, применяя спец. оптич. покрытия с селективными излучающими свойствами, иметь неодинаковые коэф. поглощения солнечной радиации α_s и собств. интегральную степень черноты ε, а т. к. темп-ра тела в космич. пространстве определяется, с одной стороны, кол-вом излучаемой энергии, а с другой — поглощённой за это же время энергией (т. е. степенью черноты тела), то, подбирая (путём нанесения на поверхность КА соответствующих покрытий) определённые соотношения между коэф. α_s и ε, можно изменять темп-ру поверхности (напр., *радиационной поверхности*) в весьма широких пределах. В то же время следует иметь в виду, что собств. излучение планет (Земля, Марс, Венера) приходится на тот же диапазон длин волн, в к-ром излучает поверхность КА. Поэтому интегральный коэф. поглощения их энергии для поверхности КА приблизительно соответствует её степени черноты. Последнее не позволяет снизить темп-ру КА, подверженного воздействию теплового потока собств. излучения планеты, ниже той темп-ры, к-рую имел бы в тех же условиях КА, если бы его поверхность была чёрная. Отражённое от планеты солнечное излучение имеет спектр, близкий к солнечному, и поэтому поглощается так же, как солнечная радиация. См. *Оптические характеристики поверхности.*

О. В. Сургучёв, Ю. В. Капинос.

ТЕПЛООБМЕ́ННЫЙ АГРЕГА́Т системы терморегулирования — устройство, обеспечивающее в общем случае передачу теплоты от одного теплоносителя к другому и теплообмен излучением между теплоносителем и окружающим космическим пространством. Т. а. обычно содержит теплообменник; средства приведения в движение, по крайней мере, одного теплоносителя (напр., насосы в *жидкостном контуре*, вентиляторы); органы регулирования интенсивности теплообмена и т. п. На КА применяются теплообменники: газожидкостные, в теплообменниках к-рых происходит передача теплоты от газовой среды к жидкому теплоносителю; жидкостно-жидкостные (теплота передаётся от одного жидкого теплоносителя к другому); *радиационные теплообменники*. К Т. а. относят также *холодильники-конденсаторы* (предназначены как для поддержания заданного температурного режима атмосферы КА, так и её влажности) и термостатируемые платы (служат для поддержания теплового режима установл. на них приборов за счёт теплопроводности). См. *Терморегулирования система.*

ТЕПЛОТА́ СГОРА́НИЯ ракетного горючего (удельная) — количество теплоты, выделяющееся при полном сгорании в кислороде 1 кг горючего. Т. с. определяется при постоянном давлении и при условии, что темп-ра начальных и конечных веществ одинакова (обычно 20 или 25 °С). В отличие от *теплоты химической реакции* ракетного топлива при определении Т. с. тепловой эффект относят к единице массы только горючего. Т. с. зависит от теплоты образования и элементарного состава горючего.

Теплота сгорания (низшая) $Q_н$ некоторых ракетных горючих, кДж/кг

Горючее	$Q_н$	Горючее	$Q_н$
Алюминий	31045	Изопропилнитрат	17116
Аммиак жидкий	17401	Керосин	42886
Анилин	34775	Литий	43042
Аэрозин-50	23316	Метилацетилен	45692
Бериллий	66426	Метиловый спирт	19898
Боргидрид бериллия	70696	Монометилгидразин	25436
Водород	116090	Нитрометан	10536
Гидразин	16662	Пентаборан	68229
Диметилацетилен	44699	Триэтиламин	39990
Диметилгидразин несимметричный	29972	Этиловый спирт	26817
Диэтиламин	38289		

ТЕПЛОТА́ ХИМИ́ЧЕСКОЙ РЕА́КЦИИ ракетного топлива (удельная) — количество теплоты, выделяемое 1 кг *химического ракетного топлива* в результате его полного равновесного разложения или сгорания при заданном *коэффициенте избытка окислительных элементов* (иногда Т. х. р. наз. теплотворностью). Т. х. р. топлива определяется при постоянном давлении и при условии, что темп-ра нач. и конечных веществ одинакова (обычно 20 или 25 °С). Как правило, используют низшую Т. х. р., при определении к-рой не учитывается теплота конденсации водяных паров в продуктах реакции. Для заданных компонентов Т. х. р. зависит от коэф. избытка окислит. элементов и имеет макс. значение, когда он равен 1 (см. табл.). В камерах сгорания РД Т. х. р. топлива полностью не реализуется, т. к. макс. уд. импульс обычно достигается при коэф. избытка окислит. элементов <1, а также из-за несовершенства системы смесеобразования, непостоянства коэф. избытка окислит. элементов в различных точках камеры сгорания, недостатка времени, отводимого для протекания хим. реакций, и потому, что нач. темп-ра топлива или отд. его компонентов может быть ниже стандартной, принятой для определения Т. х. р. От Т. х. р. зависят энергетич. характеристика ракетного топлива и уд. импульс. При коэф. избытка окислит. элементов, равном 1, Т. х. р. прибл. равна: для твёрдых ракетных топлив 4000—11 000 кДж/кг, для жидких — 6000—13 000 кДж/кг (бо́льшие значения соответствуют топливам на основе фтора). Для повышения Т. х. р. (уд. импульса) в твёрдые топлива вводят мелкодисперсные порошки металлов (алюминий, бериллий); изучается возможность введения в жидкие топлива (см. *Суспензия, Псевдожидкое топливо*) лёгких металлов и их гидридов, обладающих большой Т. х. р. (при горении металлов в кислороде или фторе она достигает 20 000—24 000 кДж/кг).

Теплота химической реакции (низшая) некоторых двухкомпонентных жидких топлив при коэффициенте избытка окислительных элементов, равном 1*, кДж/кг

Горючее	Окислитель: кислород жидкий	Окислитель: четырёхокись азота	Окислитель: фтор жидкий
Водород жидкий	12640	—	13020
Керосин	9488	7146	—
Аммиак жидкий	6991	—	—
Диметилгидразин несимметричный	9305	7221	—
Гидразин	8139	6716	10250

* При жидком исходном состоянии кислорода и фтора.

ТЕРЕШКО́ВА Валентина Владимировна (р. 1937) — космонавт СССР, полковник, Герой Сов. Союза (1963), лётчик-космонавт СССР (1963), канд. технич. наук (1976). Чл. КПСС с 1962. Родилась в семье колхозника. С 1954 работала на Ярославском шинном з-де, в 1955—60 на Ярославском комбинате технич. тканей «Красный Перекоп». В 1960 окончила Ярославский заочный техникум лёгкой пром-сти, в 1969 — Военно-возд. инж. академию им. Н. Е. Жуковского. Занималась парашютным спортом в Ярославском аэроклубе (выполнила 163 прыжка). С 1962 в отряде космонавтов. 16—19 июня 1963 первой из женщин совершила полёт в космос (на КК «Восток-6»). За 2 сут 22 ч 50 мин пребывания в космосе её корабль осуществил групповой полёт с КК «Восток-5», пилотируемым В. Ф. *Быковским.* Деп. Верх. Совета СССР 7—11-го созывов, чл. Президиума Верх. Совета СССР (с 1974), чл. ЦК КПСС (с 1971), пред. Комитета сов. женщин (с 1968), вице-президент Междунар. демократич. федерации женщин (с 1969), чл. Всемирного Совета Мира, почётный чл. мн. орг-ций. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР, золотая медаль Брит. об-ва межпланетных сообщений «За успехи в освоении космоса», золотая медаль «Космос» (ФАИ), премия Галабера по астронавтике, золотая медаль Мира им. Жолио-Кюри, орден «Розы ветров» с бриллиантом Междунар. комитета по аэронавтике и космич. полётам. Награждена 2 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, медалями, а также мн. иностр. орденами. Т. присвоены звания Герой Социалистич. Труда ЧССР, Герой НРБ, Герой Труда СРВ, Герой МНР. Почётный гражданин городов Калуга, Караганда, Ярославль, Ленинакан, Витебск (СССР), Монтрё и Дранси (Франция), Монтгомери (Великобритания), Полицци-Дженероза (Италия), Дархан (МНР), София, Петрич, Стара-Загора, Плевен, Варна (НРБ). Именем Т. назв. кратер на Луне.

ТЕРМИНА́ЛЬНАЯ СИСТЕ́МА УПРАВЛЕ́НИЯ ракеты-носителя и космического аппарата — система *управления движением*, обеспечивающая выполнение манёвров РН и КА при заданных конечных условиях (параметрах движения КА в конце участка выведения, при завершении тормозного манёвра, наведении при встрече и т. д.). Движение РН и КА отличается от расчётного, т. к. невозможно учесть изменения всех сил и моментов, действующих на РН и КА (напр., из-за состояния атмосферы, разброса аэродинамич. характеристик РН и КА, их массы, тяги РД и т. д.), а аппаратура и исполнит. органы системы управления РН и КА имеют

отклонения от идеальных. Т. с. у., используя измерения фактич. значений параметров движения, производит вычисление прогнозируемого конечного их состояния. При невыполнении заданных конечных условий Т. с. у. осуществляет управляющее воздействие на РН и КА для исправления траектории. Т. с. у. может также решать задачи минимизации расхода топлива, обеспечения требуемой точности управления на промежуточных участках полёта, уменьшения аэродинамич. нагрузок на РН от боковых порывов ветра и т. д.

ТЕРМИНА́ТОР — линия раздела освещённой и неосвещённой Солнцем частей поверхности космического тела (например, планеты). При отсутствии атмосферы (Луна, Меркурий) Т. совпадает с линией касания прямых лучей Солнца с поверхностью тела. Поэтому в области Т. особенно резко выявляются детали рельефа поверхности, отбрасывающие сильно удлинённые тени. В окрестности Т. происходят резкие изменения термич. режима и радиац. баланса поверхности тела и при наличии окружающей его атмосферы, связанные со сменой дня и ночи. В достаточно плотной атмосфере (на Земле, Венере) солнечные лучи существенно искривляются в результате рефракции, и истинный Т. смещается относительно геометрич. в сторону тёмного полушария (на Земле примерно на 80 км). Поэтому размеры тени планеты в окрестности Т. оказываются неск. преувеличенными. Эффективную границу тени образуют лучи, не касательные к поверхности планеты, а проходящие на нек-рой высоте над её Т. (у Земли на выс. 5—25 км, в зависимости от области спектра). Освещённую Солнцем область атмосферы отделяет от неосвещённой плавно повышающаяся в сторону ночного полушария полоса постепенно сгущающейся полутени шириной 10—30 км. Это порождает в окрестности Т. обширный комплекс сумеречных явлений. Планета оказывается опоясанной зоной сумеречной полутени, образующей постепенный световой и термич. переход от дневного полушария к ночному. Эта зона в условиях Земли занимает 20—25% её поверхности (в зависимости от состояния атмосферы) — она простирается примерно на 2 тыс. км в глубь ночного полушария и на 700—1000 км в глубь дневного.

При наблюдении из космоса над Т. подымается ярко окрашенный ореол зари, структура к-рого определяется состоянием атмосферы; этот ореол используется для изучения высотного строения атмосферы. Подобные исследования впервые выполнялись на КК «Восток-6» и «Восход».

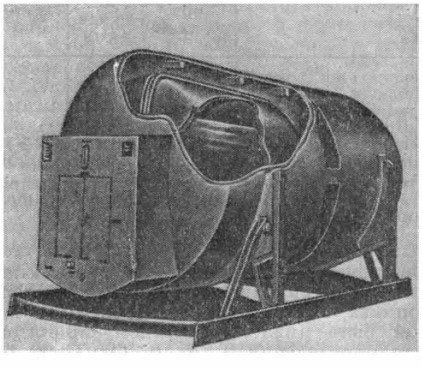
ТЕРМИ́ЧЕСКОЕ ОКИСЛЕ́НИЕ отходов в системах жизнеобеспечения — физико-химический метод *минерализации* отходов жизнедеятельности человека и компонентов *биокомплекса* СЖО КК, основанный на окислении органических и разложении неорганических соединений в потоке воздуха при высоких температурах (600—900 °С). Конечные продукты Т. о.— зола и газообразные вещества. Зола может содержать Ca, K, P, Fe, Mg и др. элементы, газообразные вещества — CO_2, CO, S_xO_y, N_xO_y, N_2, H_2O и др. Метод Т. о. характеризуется технологич. простотой, но сравнительно большими расходами энергии и кислорода, поэтому его целесообразно применять для минерализации твёрдых и обезвоженных отходов жизнедеятельности, к-рые невозможно минерализовать др. методами. Наиболее реально применение Т. о. в частично *замкнутых биотехнических системах*.

ТЕРМОИЗОЛЯЦИО́ННЫЙ ЧЕХО́Л — накидка из многослойной ткани, предназначенная для обеспечения температурного режима объекта — термостатирования. Между слоями ткани укладываются листы термоизоляц. материала. Изоляц. характеристики Т. ч. определяются кол-вом теплоты, отводимым или подводимым через него в ед. времени к изолируемому объекту. По методу обеспечения теплового режима Т. ч. могут быть активными и пассивными. Для предохранения КА от охлаждения или перегрева применяются, как правило, Т. ч. с активным методом обеспечения теплового режима (в конструкцию Т. ч. встроены спиральные электронагреват. элементы, а в нек-рых случаях предусматриваются каналы, по к-рым циркулирует горячий или холодный воздух). Каркасные Т. ч. сохраняют свою форму, бескаркасные принимают форму КА, на к-рый они надеты. Перед пуском РН с КА Т. ч. снимается. Т. ч. с пассивным методом обеспечения теплового режима применяется для поддержания определ. темп-ры ракетного топлива в баках РН и КА и в заправочных ёмкостях. Он состоит, напр., из полотен, между к-рыми расположен изоляц. материал — стекловолокно и текстовинит. Отд. полотна, облегающие ёмкость, соединяются между собой.

ТЕРМОИЗОЛЯ́ЦИЯ ЁМКОСТЕЙ — служит для уменьшения потерь из-за испарения криогенного топлива. Способы изоляции: высоковакуумная, порошково-вакуумная, экранно-вакуумная.

При высоковакуумной изоляции в пространстве между ёмкостью и её внеш. кожухом создаётся вакуум; эффективность зависит от значения вакуума. В этом случае практически исключаются конвективный теплообмен и теплопроводность; теплопередача определяется радиацией и теплопроводностью остаточных молекул газа. Вакуумирование производится до давления 0,1—0,01 Па, т. к. при таких давлениях остаточные молекулы газа характеризуются большим свободным пробегом и передача теплопроводностью ничтожно мала. *Теплообмен излучением*, пропорциональный термодинамич. темп-ре тела в четвёртой степени, существенно уменьшают полировкой поверхности механич. экрана (уменьшение степени черноты) или применением охлаждаемого промежуточного экрана (уменьшение перепада темп-р). Как правило, из-за высокого вакуума такая изоляция применяется для ёмкостей малых объёмов.

Ёмкость для криогенных топлив



При порошково-вакуумной изоляции пространство между ёмкостью и её внеш. кожухом заполняется порошковой изоляцией с открытыми порами, тем самым достигается длина свободного пробега молекул газа, соизмеримая с размерами пор. В этом случае создаваемый вакуум может быть существенно меньше и достигать 10—0,1 Па, что осуществить технически проще. Наличие вакуума снижает конвективный теплоприток. Т. к. порошок в значит. степени прозрачен для ИК излучения, то для уменьшения теплообмена излучением в порошок добавляют металлич. пудру, выполняющую роль экрана. В качестве изоляц. порошковых материалов, обладающих очень малым коэф. теплопроводности, применяют аэрогель (пористый остов окисленного кремния), кремнегель (отход от произ-ва кремнефтористого натрия), перлит (продукт обработки минералов вулканич. происхождения).

Экранно-вакуумная изоляция более дорога, но защищает ёмкость также от теплопередачи радиацией. Поверхность ёмкости покрывается рядом экранов с очень малой излучат. способностью, типа алюм. фольги, между экранами помещаются слои теплоизоляц. ткани (как правило, тепловолокнистая стеклоткань) и всё пространство вакуумируется.

При вакууме $\sim 1{,}3\cdot10^{-2}$ Па эффективность экранно-вакуумной изоляции в 7—8 раз выше, чем порошково-вакуумной, а при использовании в водородных и гелиевых системах приближается по качеству к высоковакуумной изоляции с охлаждаемым жидким азотом экраном.

ТЕРМОПА́УЗА (от греч. thérmē — тепло и páusis — остановка) — область верхней атмосферы, находящаяся над *термосферой* и характеризующаяся переходом к постоянству температуры по высоте. В Т. поглощение солнечного КВ излучения сравнительно невелико. Поэтому ср. приток теплоты на одну частицу атмосферы мало меняется с высотой. Постоянство темп-ры означает отсутствие здесь к.-л. др. заметных источников тепловой энергии, кроме солнечного излучения. Темп-ра и высота Т., а вместе с ними и концентрации атмосферных компонентов в ней зависят от уровня солнечной и геомагнитной активности, а также имеют суточные и сезонные вариации. См. также *Атмосфера верхняя*.

ТЕРМОРЕГУЛИ́РОВАНИЯ СИСТЕ́МА космического аппарата (от греч. thérmē — тепло и лат. regulo — упорядочиваю) — комплекс устройств, обеспечивающих заданный тепловой режим бортового оборудования, элементов конструкции и атмосферы внутри КА. Обычно в состав Т. с. входят: чувствит. элементы, контролирующие темп-ру в определ. точках КА; электронные блоки системы автоматич. регулирования, вырабатывающие управляющие сигналы; исполнит. органы, непосредственно воздействующие на тепловые процессы; *теплообменные агрегаты*, обеспечивающие излучение в окружающее космич. пространство избыточного кол-ва теплоты, выделяемой внутри КА в результате работы аппаратуры, а также функционирования живого организма. В простейших Т. с. перенос теплоты из внутр. объёма КА к *радиационному теплообменнику* осуществляется принудит. циркуляцией газа атмосферы КА. В нек-рых Т. с. для переноса теплоты на небольшие расстояния используются *тепловые трубы*; в более сложных

системах — *жидкостный контур*. Помимо радиац. теплообменников для удаления теплоты из КА могут быть также применены теплообменники, в к-рых используется эффект испарения (т. н. испарит. теплообменники) или сублимации рабочих тел. Для регулирования интенсивности теплоотвода в окружающее пространство в Т. с. имеются жалюзи, открывающие или закрывающие радиац. теплообменник, гидравлич. или газовые клапаны, изменяющие скорость циркуляции теплоносителя в жидкостном контуре или газа внутри КА, и т. д. В состав Т. с. могут входить нагреват. устройства (напр., электрические или изотопные). На не слишком больших удалениях от Солнца для этой цели может использоваться жидкостный контур, радиац. теплообменник к-рого имеет соответствующие оптич. свойства (использовался, напр., на орбит. станции «Салют-6»).

Т. с. обычно выполняется многоконтурной с раздельными контурами для жилых и нежилых отсеков и с резервированием наиболее важных элементов: теплообменников, насосов, распределителей жидкости, регуляторов темп-ры воздуха и жидкости. Заданная темп-ра в отсеках поддерживается изменением темп-ры теплоносителя в теплообменниках кабин и регулированием расхода воздуха, проходящего через теплообменники. Метод изменения темп-ры теплоносителя в Т. с. в сочетании с изменением расхода воздуха позволяет точно в заданных пределах поддерживать темп-ру в отсеках. Наряду с активным регулированием теплового режима на КА применяются меры т. н. пассивного терморегулирования. К ним относятся: покрытие экранной или экранно-вакуумной теплоизоляцией части поверхности КА и внеш. элементов его конструкции и оборудования; спец. обработка, придающая поверхности КА соответствующие оптич. свойства (см. *Теплообмен излучением*), и др. См. также *Система обеспечения теплового режима*.

ТЕРМОСТАБИ́ЛЬНОСТЬ ракетного топлива (от греч. thérmē — тепло и лат. stabilis — устойчивый, постоянный) — способность топлива сохранять неизменным химический состав при разл. темп-рах в условиях эксплуатации. Повышенные требования по Т. предъявляются к жидким компонентам топлива, используемым для *регенеративного охлаждения* камеры ЖРД (топливо нагревается до 200—250 °С и много более). Обычно с ростом темп-ры Т. снижается (напр., для перекиси водорода скорость разложения возрастает в 1,8—2 раза при повышении темп-ры на 10 °С).

ТЕРМОСТАТИ́РОВАНИЕ (от греч. thérmē — тепло и statós — стоящий, неподвижный) — поддержание температуры объекта или вещества в заданном температурном диапазоне. Применяется для обеспечения требуемых технич. условиями тепловых режимов работы приборов, агрегатов и др. элементов РН и КА, для оптимизации физико-хим. свойств топлив. По принципу действия различают пассивные и активные системы Т. В пассивных системах отсутствуют источники теплоты или холода, а поддержание объекта в заданных температурных условиях осуществляется благодаря надлежащей теплоизоляции с помощью спец. теплоизоляционных чехлов, кожухов и т. п.

Активные системы Т. различаются по типу исполнения холодильно-нагреват. установок. В качестве источников холода используются, как правило, парокомпрессионные холодильные машины (см. *Холодильный центр*), а в качестве источников теплоты — электронагреватели, электрокалориферы. По способу передачи (отвода) теплоты системы Т. подразделяются на системы с передачей энергии теплопроводностью (напр., охлаждаемые чехлы), с передачей энергии через возд. прослойку (контейнеры с естеств. циркуляцией воздуха) и системы с использованием теплоносителя в виде жидкости или воздуха. Система с жидким теплоносителем применяется в СЖО КК. В процессе подготовки КК к запуску антифриз (теплоноситель СЖО) непрерывно циркулирует по замкнутому контуру, охлаждаясь или нагреваясь в теплообменных аппаратах холодильно-нагревательной установки. Системы с жидким теплоносителем используются и для Т. жидких высококипящих топлив для РН. Т. этих топлив осуществляется для обеспечения определ. хим. активности или физ. свойств топлива, напр. плотности и вязкости. Кроме того, темп-ры окислителя и горючего высококипящих топлив не должны различаться более, чем это допустимо технич. условиями (иначе снижается эффективность топлива). Поэтому перед заправкой в баки РН топливо охлаждают (нагревают) до определ. темп-ры и термостатируют.

Для поддержания заданной темп-ры под обтекателем РН (где расположены, в частности, аппаратура КА, компоненты топлива, заправленные в баки корректирующей и тормозной ДУ) используют т. н. систему возд. Т. (теплоноситель в этом случае — воздух). Системы возд. Т., как правило, двухконтурные: в 1-м контуре циркулирует промежуточный, обычно жидкий (напр., раствор хлористого кальция) теплоноситель, охлаждаемый или подогреваемый в теплообменнике холодильно-нагреват. машины. Этот теплоноситель в спец. теплообменнике 2-го (разомкнутого) контура охлаждает или нагревает воздух, к-рый и используется для Т. КА. Воздух подаётся под обтекатель РН обычными воздуходувными машинами. Система воздушного Т. работает с момента установки РН на пусковое сооружение до момента пуска, иногда она включается с момента вывоза РН из МИК. Система воздушного Т. часто используется для поддержания определ. (оптимальной) темп-ры твёрдотопливных зарядов РД (скорость горения твёрдого топлива зависит от темп-ры заряда). Кроме того, от темп-ры зависят механич. свойства твёрдого топлива — при низких темп-рах появляется хрупкость, при высоких — пластичность. Всё это может привести к растрескиванию или деформации заряда и в конечном итоге к изменению поверхности горения, а следовательно, и тяги РД. Активные системы Т. работают, как правило, циклично: автоматически включаются, если отклонение темп-ры объекта от заданной превысит допускаемое значение, и выключаются, когда темп-ра достигает требуемой. *Г. Н. Бобровников.*

ТЕРМОСФЕ́РА — область верхней атмосферы на высотах от 90 до 200—400 км над поверхностью Земли, где происходят основные процессы поглощения и преобразования энергии солнечного КВ излучения (УФ и рентгеновского), что обусловливает в Т. рост температуры нейтральных частиц атмосферы с высотой от 200 до 500—2500 К (в зависимости от времени суток и *солнечной активности*). Кроме того, влияние солнечного излучения сказывается и на плотности воздуха в Т. (напр., на выс. ~ 200 км плотность воздуха днём в 1,5—2 раза выше, чем ночью). При поглощении квантов УФ излучения Солнца с длиной волны менее 10 мкм происходит ионизация компонентов атмосферы, т. е. образование *ионосферы*, поэтому осн. области ионосферы (E_1, F_1, F_2) лежат внутри Т. Кроме процессов ионизации в Т. идёт диссоциация молекул кислорода и азота, что приводит к изменению состава атмосферы с высотой. На высотах выше 300 км преобладает атомарный кислород. Мол. масса воздуха уменьшается от 29 а. е. м. у ниж. границы Т. до 16 а. е. м. у её верх. границы. Перенос теплоты в Т. определяется гл. обр. теплопроводностью газов. В ниж. части Т. при соударениях происходит рекомбинация атомов кислорода в молекулы. В Т. одновременно идут процессы рекомбинации ионов, т. е. исчезновение ионизации, а также др. фотохим. процессы, приводящие, в частности, к появлению собств. свечения верхней атмосферы как в дневное, так и в ночное время. На ниж. границе Т. находится *мезопауза*, а на верхней — *термопауза*. См. также *Атмосфера верхняя*, *Эмиссия верхней атмосферы*.

ТЕРМОХИМИ́ЧЕСКИЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — см. *Ракетный двигатель*.

ТЕРМОЭЛЕКТРИ́ЧЕСКИЙ ПРЕОБРАЗОВА́ТЕЛЬ — устройство для непосредственного преобразования тепловой энергии в электрическую, действие к-рого основано на термоэлектрическом эффекте Зеебека — Пельтье — Томсона, т. е. явлении возникновения термоэдс в цепи,

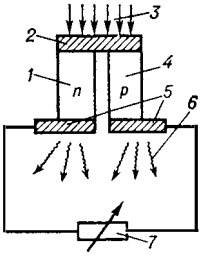
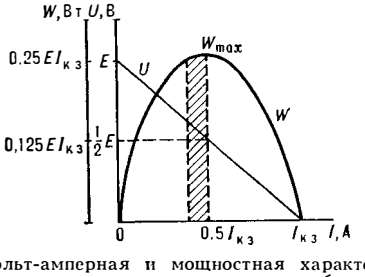


Схема термоэлектрического преобразователя: *1* — материал с электронной проводимостью; *2* — горячий спай; *3* — подвод теплоты; *4* — материал с дырочной проводимостью; *5* — холодный спай; *6* — отвод теплоты; *7* — электрическая нагрузка

состоящей из разнородных металлических или полупроводниковых материалов, спаи (места контакта) к-рых имеют разные температуры. Электрич. цепь Т. п. состоит, как правило, из *n*- и *p*-ветвей, имеющих разл. типы проводимостей: электронную — с избытком свободных электронов и дырочную — с избытком положительно заряженных частиц. При наличии градиента темп-р происходит постепенная термодиффузия электронов и дырок, увеличение их концентрации в



Вольт-амперная и мощностная характеристики термоэлектрического преобразователя: *W* — мощность, выделяющаяся во внешней цепи; *U* — падение напряжения во внешней цепи; *I* — ток в цепи; *E* — эдс преобразователя; $I_{кз}$ — ток короткого замыкания

области цепи с более низкой темп-рой и уменьшение концентрации в области цепи с более высокой темп-рой. При этом создаётся внутр. электрич. поле, напряжённость к-рого и характеризуется термоэдс. Макс. термоэдс устанавливается тогда, когда разница концентраций электронов и дырок на холодном и горячем концах *n*- и *p*-полупроводников достигает максимального значения. Критерием качества материалов Т. п. служит термоэлектрическая добротность (отношение произведения электрической проводимости на квадрат термоэдс к уд. теплопроводности). Добротность применяемых Т. п. составляет 0,001—0,003 1/°С. По уровню рабочих темп-р Т. п. подразделяются на низкотемпературные, в к-рых применяется теллурид висмута, селенид висмута и др. (работают при темп-рах 20—350 °С), среднетемпературные с теллуридом свинца, теллуридом олова, теллуридом германия и др. (работают при темп-рах 350—600 °С) и высокотемпературные с твёрдыми растворами кремний — германий, сульфидом германия и др. (работают при темп-рах 600 °С и более). Кпд Т. п. соответственно 10—12%, 6—8% и 4—6%. Двухкаскадные и многокаскадные Т. п. могут работать в более широком диапазоне темп-р, их кпд может достигать 12—15%. Нагрев горячих спаев Т. п. может осуществляться за счёт тепловой энергии изотопного источника, ядерного реактора или сконцентрированной солнечной энергии, охлаждение холодных спаев — непосредственным излучением в космич. пространство либо с помощью *радиационного теплообменника*, к к-рому теплота передаётся через теплоноситель. При работе Т. п. градиент темп-р должен непрерывно поддерживаться за счёт подвода тепла к горячему спаю и отвода теплоты от холодного спая. Вольт-амперная характеристика Т. п. имеет линейный характер, при этом макс. мощность развивается при силе тока, равной 0,5 $I_{кз}$ (сила тока короткого замыкания). Работа Т. п. в космосе проверена в составе *изотопных генераторов* на ИСЗ «Космос», «Транзит», «Нимбус», а также на КК «Аполлон». На КА могут также использоваться в составе *реакторов-электрогенераторов*, *солнечных энергетических установок*.

С. А. Худяков, В. П. Полуэктов.

ТЕРМОЭМИССИО́ННЫЙ ПРЕОБРАЗОВА́ТЕЛЬ, термоионный преобразователь, термоэлектронный преобразователь — устройство для непосредственного преобразования тепловой энергии в электрическую, действие к-рого основано на явлении эмиссии электронов с поверхности металла, нагретого до высокой температуры. Т. п. состоит из двух, находящихся на близком расстоянии (0,05—0,2 мм) один от другого электродов — катода (эмиттера), к к-рому подводится теплота, и анода (коллектора), от к-рого отводится теплота. Из межэлектродного пространства удаляется воздух, т. е. оно вакуумируется (вакуумные Т. п.), или в нём создаётся плазма щелочных металлов (плазменные Т. п.); наполнитель плазменных Т. п.— цезий, иногда с добавлением бария или др. элементов. Плазма в межэлектродном зазоре находится под давлением порядка 10 Па и служит для нейтрализации пространств. заряда, препятствующего эмиссии электронов, и уменьшения работы выхода электронов с поверхности катода, что значительно повышает эффективность плазменных Т. п. по сравнению с вакуумными. Катоды могут быть выполнены из вольфрама, молибдена, рения или из сплавов этих металлов; аноды — из ниобия, тантала, никеля. Рабочие темп-ры Т. п.: на катоде 1500—2000 °С, на аноде 600—700 °С. Уд. электрич. мощность, вырабатываемая с ед. площади катода, и кпд Т. п. зависят от свойств материалов катода и анода, размера межэлектродного зазора, наполнителя, давления и др. параметров (обычно составляют соответственно 5—30 Вт/см², 6—20%). Экспериментальные образцы Т. п. имеют ресурс до неск. тыс. часов. Нагрев Т. п. может осуществляться изотопным источником, ядерным реактором или концентрированной солнечной энергией. На КА могут использоваться в составе *изотопных генераторов*, *реакторов-электрогенераторов*, *солнечных энергетических установок*.

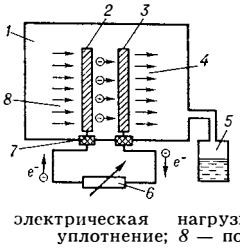


Схема термоэмиссионного преобразователя: *1* — герметичный корпус; *2* — катод; *3* — анод; *4* — отвод теплоты; *5* — бачок с жидким цезием; *6* — электрическая нагрузка; *7* — вакуумное уплотнение; *8* — подвод теплоты

ТЕРМОЯ́ДЕРНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ (ТЯРД) — *ядерный ракетный двигатель*, в к-ром источником энергии является термоядерная реакция, или реакция синтеза лёгких ядер. Реализация ТЯРД требует решения фундаментальных науч. и технич. проблем и прежде всего проблемы управляемого термоядерного синтеза. Она связана с необходимостью разогрева термоядерного горючего до десятков — сотен млн. К и последующего удержания получ. плазмы в течение определ. времени.

Самую низкую темп-ру, при к-рой начинает протекать реакция синтеза ($\sim 10^8$ К), имеет смесь тяжёлых изотопов водорода — дейтерия и трития. Кроме того, реакция их синтеза одна из наиболее эффективных. Однако только 20% энергии этой реакции приходится на ядра гелия, задерживающиеся в термоядерной плазме; остальная энергия уносится быстрыми нейтронами — проникающим излучением, представляющим большую радиац. опасность. Необходимость охлаждения конструкции ТЯРД и др. элементов КА, нагреваемых этим излучением, существенно ограничивает значение достижимого уд. импульса ТЯРД. В отношении использования выделяющейся энергии удобна эффективная реакция дейтерия с лёгким изотопом гелия, продуктами к-рой являются ядра обычных гелия и водорода. Однако эта реакция инициируется лишь при темп-ре в неск. сотен млн. градусов.

При использовании в ТЯРД магнитного способа удержания плазмы он будет работать, вероятно, в стационарном режиме. В случае инерционного удержания реакция синтеза должна протекать в виде последоват. кратковременных импульсов-взрывов (инициируемых, напр., мощным лазерным лучом), и ТЯРД, выполненный по принципу *импульсного ядерного ракетного двигателя*, может оказаться более эффективным и простым в осуществлении. Существующие оценки ожидаемых значений параметров ТЯРД и термоядерных ДУ предварительны и различаются на неск. порядков в зависимости от схемы ТЯРД и исходных предпосылок. Уд. импульс «изменяется» от неск. десятков км/с (ТЯРД с нагревом рабочего тела — водорода) до 1000 км/с и более (гипотетич. ТЯРД, создающий тягу за счёт истечения термоядерной плазмы).

ТЕТРАНИТРОМЕТА́Н $C(NO_2)_4$ — бесцветная жидкость с резким запахом, напоминающим запах окислов азота; высококипящий окислитель для ЖРД. Плотн. 1640 кг/м³ (при 20 °С), $t_{пл} \approx 13$ °С, $t_{кип} \approx 126$ °С. Весьма ядовит. С горючими веществами (даже при незначит. содержании) образует взрывчатые смеси, по мощности и чувствительности превосходящие нитроглицерин. Оказывает слабо корродирующее воздействие на металлы (медь, латунь, железо), лучшими конструкционными материалами являются алюминий и нержавеющая сталь. Получают нитрованием ацетилена азотной кислотой. В качестве окислителя Т. по эффективности близок к четырёхокиси азота (обеспечивает тот же уд. импульс, но образует топлива с большей *плотностью*). Осн. недостаток Т.: взрывоопасность и высокая темп-ра плавления. Растворы четырёхокиси азота (10—25% по массе) в Т. относительно взрывобезопасны и имеют более низкую темп-ру плавления, чем Т. Испытывался в экспериментальном ЖРД. Применения не получил. Как окислитель для ЖРД предложен В. П. *Глушко* в 1930.

ТЕТРАФТОРГИДРАЗИ́Н N_2F_4 — один из фторидов азота; низкокипящий *фторный окислитель* для ЖРД. Плотность 1500 кг/м³ (—100 °С), $t_{пл} \approx -161{,}5$ °С, $t_{кип} \approx -74$ °С. Токсичен. Характеризуется умеренной реакционной способностью. Хороший реагент для получения соединений, содержащих группы NF_2; такие соединения могут быть использованы в качестве высокоэнергетич. компонентов твёрдых ракетных топлив. Изучается также в качестве возможного окислителя для космич. ЖРД. В паре с жидким водородом по уд. импульсу уступает только жидким фтору, дифториду кислорода и кислороду, но топлива на его основе имеют бо́льшую плотность. В пром-сти получают конверсией трифторида азота над углём.

ТЕХНИ́ЧЕСКАЯ ПОЗИ́ЦИЯ космодрома — участок местности с подъездными путями и инженерными коммуникациями, на к-ром размещают *технический комплекс* космодрома. На Т. п. располагаются: МИК РН, МИК КА, заправочная и компрессорная станции, трансформаторная подстанция, хранилища для отд. ступеней РН и КА, площадки, лабораторные и служебные помещения, а иногда и Центр управления пуском. Для РН с РДТТ на Т. п. имеются здания для хранения, осмотра, проверки секций РДТТ, их сборки и пристыковки к РН.

ТЕХНИ́ЧЕСКИЙ КО́МПЛЕКС космодрома — составная часть *космического комплекса*, включающая сооружения с технологическим оборудованием и общетехническими системами, расположенные на одной или нескольких *технических позициях*. Т. к. предназначен для проведения комплекса работ по подготовке РН и КА к вывозу на *стартовую позицию* (обеспечивает приём, хранение, расконсервацию, сборку РН и КА, пристыковку КА к РН, их испытание, заправку КА компонентами топлива и сжатыми газами).

ТЕХНОЛОГИ́ЧЕСКОЕ ОБОРУ́ДОВАНИЕ космодрома — см. *Наземное оборудование космических комплексов.*

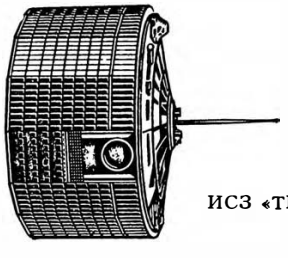
ТЕЧЕИСКА́ТЕЛЬ ГЕ́ЛИЕВЫЙ — прибор высокой чувствительности для определения утечки гелия, напр. из РН, КА или отдельных агрегатов и систем при испытаниях на герметичность разбавленным или чистым гелием. Конструктивно состоит из масс-спектрометра, камеры масс-спектрометра и вторичного показывающего прибора.

ТИКСОТРО́ПНАЯ СУСПЕ́НЗИЯ (от греч. thíxis — прикосновение и tropé — поворот, изменение) — желеобразная *суспензия*, вязкость к-рой в значительной степени зависит от приложенного давления (свойство тиксотропии); разновидность *тиксотропного топлива.* Имеющаяся в Т. с. пространств. структура, обратимо разрушающаяся при действии давления, удерживает твёрдые частицы от осаждения. Наиболее известна Т. с. алюминия в *гидразине*, к-рой тиксотропные свойства придаются введением стабилизирующей добавки (в США — карбопол) в кол-ве не более 1%. Т. с. не засоряет трубопроводы, арматуру и каналы РД. Её можно применять для охлаждения стенок камеры сгорания. Т. с. находятся в стадии лабораторных и стендовых испытаний.

ТИКСОТРО́ПНОЕ ТО́ПЛИВО — *химическое ракетное топливо*, содержащее один или несколько компонентов в желеобразном состоянии, приобретающих текучесть под действием давления, что позволяет использовать его в ЖРД в качестве горючего или (и) окислителя. Различают наполненные (см. *Тиксотропная суспензия*) и ненаполненные Т. т. Напр., наполнителями тиксотропных горючих служат металлы, металлоиды и их гидриды (алюминий, бериллий, бор, магний, гидрид алюминия и гидрид бериллия). В качестве среды тиксотропных горючих применяют углеводородные горючие, гидразин и его алкилпроизводные с разл. гелеобразователями.

ТИ́ЛИНГ (Tiling) Рейнхольд (1890—1933) — один из пионеров ракетной техники. По национальности немец. Свои исследования начал в 1928 и разработал неск. экспериментальных ракет на чёрном порохе с раскрывающимися в воздухе крыльями, благодаря чему ракеты планировали до поверхности Земли. Получил патенты в Германии, США и Великобритании. Сконструировал 6 ракет, одна из к-рых достигла выс. 750 м. Т. погиб при взрыве во время прессования зарядов твёрдого топлива. Именем Т. назв. кратер на Луне.

«ТИРОС» (англ. TIROS, сокр. от Television Infra-Red Observation Satellite — спутник для наблюдений с телевизионным



ИСЗ «ТИРОС»

и ИК оборудованием) — наименование серии первых американских метеорологических ИСЗ для получения изображений облачного покрова и измерения теплового излучения Земли.

Масса 120—138 кг. Корпус — 18-гранная призма (выс. 0,5 м, макс. поперечный размер ~1 м). Электропитание (мощность 18 Вт) от СБ (9000 элементов) и никель-кадмиевых аккумуляторных батарей (ёмкость 295 Вт·ч). Стабилизация вращением (9—12 об/мин). У ИСЗ «Т.-1» — «Т.-8» ось вращения располагалась в плоскости орбиты, ТВ камеры размещались на днище. Ориентация камер на Землю, а боковой грани корпуса с СБ на Солнце не была постоянной. У ИСЗ «Т.-9, -10» ось вращения располагалась перпендикулярно плоскости орбиты, а ТВ камеры — на боковой грани. Земля попадала в поле зрения камер на каждом обороте ИСЗ. Благодаря обращению по *солнечно-синхронной орбите* боковая грань корпуса ИСЗ «Т.-9, -10» была постоянно обращена к Солнцу.

Каждый ИСЗ несёт кадровую ТВ камеру с широкоугольным объективом (разрешение 2,4—3,2 км) и вторую кадровую ТВ камеру одного из трёх типов: с телеобъективом (на ИСЗ «Т.-1» — «Т.-3»; разрешение 0,32—0,8 км), с широкоугольным объективом (на ИСЗ «Т.-4» — «Т.-7», разрешение ~ 2 км) или системы АРТ (на ИСЗ «Т.-8» — «Т.-10»). Все ТВ камеры, кроме камер системы АРТ, работают сеансами по заложенной с Земли программе; изображения записываются на борту и считываются при проходе ИСЗ в зоне видимости специально оборудованных станций на терр. США. Камера системы АРТ работает непрерывно и передаёт изображения в реальном масштабе времени. Информацию принимают многочисл. малогабаритные наземные станции в разных странах. Помимо ТВ камер, каждый ИСЗ несёт 2 ИК радиометра для измерения темп-ры облачного покрова и поверхности Земли. ИСЗ «Т.-2» оснащался также актинометрич. аппаратурой. На базе «Т.» создан ИСЗ *«ЭССА»*. ИСЗ «Т.» выводились на орбиты РН «Тор-Дельта» за исключением ИСЗ «Т.-1» (РН «Тор-Эйбл стар»). Сведения о запусках ИСЗ «Т.» приведены в приложении III.

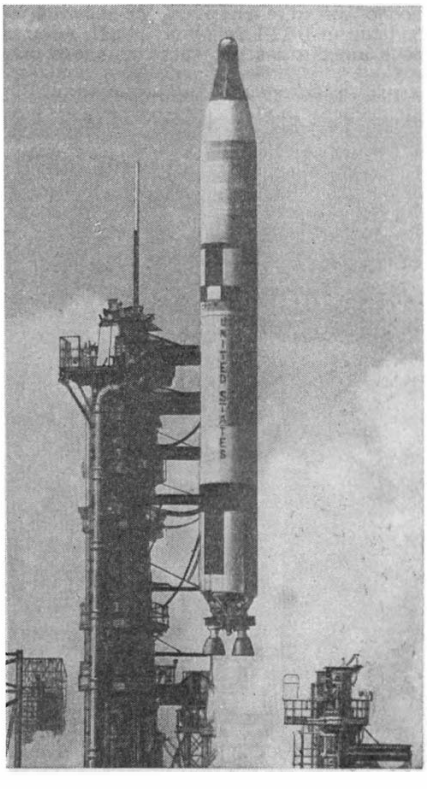
ИСЗ «Т.-Н» используется в качестве метеорологического ИСЗ для уточнения прогнозов тропических штормов, наводнений и паводков; определения границы снежного покрова, его поверхностной температуры, границы ледового покрова в морях и озёрах; обнаружения высоких перистых облаков; улучшения метеорологического обеспечения авиации и рыболовного флота. Масса ИСЗ 635 кг, в т. ч. аппаратуры 263 кг. Электропитание от СБ (420 Вт). На ИСЗ «Т.-Н» установлены три радиометра, работающие в видимой и ближней ИК областях спектра. Они позволяют, в частности, определять вертик. температурный профиль атмосферы, регистрировать содержание водяных паров и измерять темп-ру мор. поверхности (с погрешностью до 1,5 °С). ИСЗ снабжён также франц. системой «Аргус» для сбора информации от «измерительных платформ» — наземных автоматич. станций, шаров-зондов и океанологич. буёв. Макс. число платформ, к-рое может обслужить эта система,— 16 000. «Т.-Н» выведен 13.10.1978 РН «Атлас-F» с разгонным блоком на орбиту с выс. в перигее 830 км, выс. в апогее 850 км, наклонением 90,7°; период обращения 101,2 мин. На базе этого ИСЗ созданы эксплуатац. метеорологич. ИСЗ «НОАА» второго поколения. Первый из них («НОАА-6») выведен на орбиту 27.6.1979, запуск второго был неудачным (29.5.1980), третий выведен 23.6.1981, четвёртый — 28.3.1983. Всего планируют вывести на орбиты 9 ИСЗ «НОАА» второго поколения.

«ТИТА́Н» (англ. Titan, от имени персонажа греч. мифологии) — наименование американских МБР и РН.

Модифицированный вариант МБР «Т.-2» использовался в качестве РН для вывода КК «Джемини». Стартовая масса этой РН 150 т, дл. 27,4 м (без КК). Ракета «Т.-2» в варианте «СЛВ-5» (англ. SLV, сокр. от Standard Launch Vehicle — стандартный носитель) используется в составе РН «Т.-3А, -3В, -3С, -3D и -3Е». Стартовая масса «СЛВ-5» 158—172 т (в т. ч. топливо 148—162,5 т), дл. 29—31 м. На 1-й ступени два ЖРД тягой по 1050—1200 кН, на второй ЖРД тягой 463 кН.

РН «Т.-3А» — экспериментальная для отработки РН «Т.-3С» в варианте без стартовых РДТТ. Представляет собой ракету «Титан СЛВ-5» с ракетой «Транстейдж» в качестве 3-й ступени. Масса ракеты «Транстейдж» с топливом ~12,5 т, дл. 4,4 м, диам. ~3 м. 2 ЖРД *АДжей-10-138* работают на двухкомпонентном самовоспламеняющемся топливе (окислитель — четырёхокись азота, горючее — аэрозин-50); имеют суммарную тягу в пустоте 71,2 кН, продолжительность работы ~ 440 с. «Транстейдж» снабжена системой малых РД ориентации и рассчитана на многократное включение в полёте, что позволяет выводить одной РН несколько КА на разные орбиты. Полезный груз РН «Т.-3А» — св. 3 т при выводе на круговую орбиту выс. 185 км. Стартовая масса 170 т, дл. 40,5 м (с полезным грузом). Система наведения инерциальная. В 1964—65 с мыса Канаверал произведено четыре запуска, из них

Пуск РН «Титан-2» с КК «Джемини»



В. Г. Титов

Г. С. Титов

три успешных. Полезный груз: ИСЗ воен. назначения. В дальнейшем эти РН не использовались.

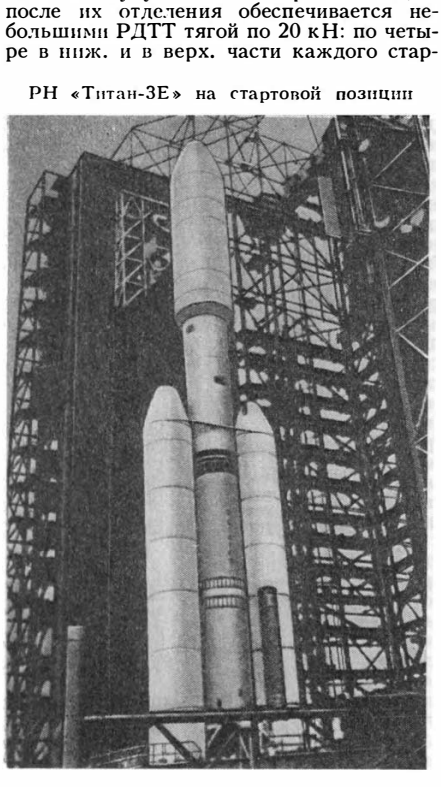
РН «Т.-3В» представляет собой ракету «Титан СЛВ-5» с ракетой «Аджена» (см. «*Атлас*») в качестве 3-й ступени. Полезный груз 3,63 т при выводе на орбиту выс. 185 км. Стартовая масса ~ 180 т, дл. 49 м (с полезным грузом). Система наведения инерциальная. В 1966—83 на Зап. испытат. полигоне произведено ок. 60 запусков, большинство из них успешные. РН «Т.-3В» используются для вывода на орбиты ИСЗ воен. назначения (для фоторазведки, связи, наблюдения за океанами).

РН «Т.-3С» представляет собой ракету «Титан СЛВ-5» с ракетой «Транстейдж» в качестве 3-й ступени и двумя стартовыми РДТТ *ЮА-1205*. Полезный груз при выводе на стационарную орбиту 1,43 т. Стартовая масса ~630 т, дл. 40,5 м (с полезным грузом). Масса каждого стартового РДТТ ~230 т (в т. ч. топливо 193 т), дл. 26 м, диам. 3 м. ср. тяга 4650 кН, продолжительность работы 110 с. Корпус стальной, теплоизоляция на базе каучука. Увод стартовых РДТТ после их отделения обеспечивается небольшими РДТТ тягой по 20 кН: по четыре в ниж. и в верх. части каждого стартового РДТТ. При старте РН включаются только стартовые РДТТ. На выс. ~ 40 км они отделяются и включаются ЖРД 1-й ступени. В 1965—83 с мыса Канаверал произведено ок. 30 запусков РН «Т.-3С», большинство из них успешные. РН используется в основном для вывода на стационарную орбиту воен. связных ИСЗ и ИСЗ «Аймьюс».

РН «Т.-3D» представляет собой ракету «Титан СЛВ-5» с двумя стартовыми РДТТ ЮА-1205. РН считается 2-ступенчатой, однако на ней устанавливается ракета «Аджена», к-рую относят к полезному грузу (масса 13,6 т при выводе на круговую орбиту выс. 185 км). Стартовая масса РН ~ 640 т, дл. 47,2 м (с полезным грузом, включающим в себя ракету «Аджена»). В 1971—83 на Зап. испытат. полигоне произведено ок. 20 запусков РН «Т.-3D».

РН «Т.-3Е» представляет собой ракету «Титан СЛВ-5» с ракетой «Центавр» (см. «*Атлас*») в качестве 3-й ступени и двумя стартовыми РДТТ ЮА-1205. Полезный груз ~ 3,5 т при выводе из поля тяготения Земли. Стартовая масса ~ 640 т, дл. 48,5 м (с полезным грузом). В 1974—75 с мыса Канаверал проведено 3 запуска РН «Т.-3Е»: один испытательный (неудачный) и два с марсианскими КА «Викинг» (успешные). Кроме того, произведены четыре запуска РН «Т.-3Е» с дополнит. (четвёртой) ступенью, оснащённой РДТТ «Стар-37». При этих запусках (все успешные) выведены на гелиоцентрич. орбиту КА «Гелиос-1» (1974), «Гелиос-2» (1976), «Вояджер-1» и «Вояджер-2» (оба в 1977).

РН «Титан-3Е» на стартовой позиции



ТИТО́В Владимир Георгиевич (р. 1947), космонавт СССР, полковник, лётчик-космонавт СССР (1983). Чл. КПСС с 1971. В 1970 окончил Черниговское высшее воен. авиац. уч-ще лётчиков. Служил в ВВС. С 1976 в отряде космонавтов. 20—22 апр. 1983 совм. с Г. М. *Стрекаловым* и А. А. *Серебровым* совершил полёт на КК «Союз Т-8» в качестве командира. Полёт продолжался 2 сут 17 мин 48 с. Награждён орденом Ленина и медалями.

ТИТО́В Герман Степанович (р. 1935) — космонавт СССР, генерал-лейтенант авиации (1979), Герой Сов. Союза (1961), лётчик-космонавт СССР (1961), кандидат военных наук (1981). Чл. КПСС с 1961. В 1957 окончил Сталинградское военное авиационное уч-ще. Проходил службу в авиац. частях Ленингр. воен. округа. В 1960—70 в отряде космонавтов. В 1968 окончил Военно-возд. инж. академию им. Н. Е. Жуковского, в 1972— Воен. академию Генштаба им. К. Е. Ворошилова. 6—7 авг. 1961 совершил второй в истории человечества полёт в космос — на КК «Восток-2». Полёт Т. продолжался 1 сут 1 ч 11 мин. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР и медаль де Лаво (ФАИ). Деп. Верх. Совета СССР 6-го и 7-го созывов. Награждён 2 орденами Ленина, орденом Трудового Красного Знамени, медалями, а также мн. иностр. орденами и медалями. Т. присвоены звания Герой Социалистич. Труда НРБ, Герой Труда СРВ, Герой МНР. Почётный гражданин городов Калуга, Севастополь, Барнаул, Юрмала (СССР), Варна (НРБ). Именем Т. назв. кратер на Луне.

ТИХОМИ́РОВ Николай Иванович (1859—1930) — советский специалист в области ракетной техники. В 1894 занялся проблемой создания ракетных снарядов — «самодвижущихся мин реактивного действия». В 1912 представил мор. мин-ву проект такого снаряда. В 1915 подал прошение о выдаче привилегии на новый тип «самодвижущихся мин» для воды и воздуха. Т. предлагал использовать в качестве движущей силы реакцию газов, получающихся при сгорании взрывчатых веществ либо легко воспламеняющихся жидких горючих в сочетании с эжектируемой окружающей средой. Изобретение Т. получило положит. оценку экспертной комиссии под председательством Н. Е. Жуковского. В 1921 по предложению Т. в Москве была создана лаборатория для разработки его изобретений, получившая впоследствии (после перевода в Ленинград) наименование *Газодинамической лаборатории* (ГДЛ). Вскоре после основания деятельность ГДЛ сосредоточилась на создании ракетных снарядов на бездымном порохе. В 1930 на имя Т. выдан патент на рецептуру такого пороха и технологию изготовления шашек из него. Именем Т. назв. кратер на Луне.

ТИХОНРА́ВОВ Михаил Клавдиевич (1900—74) — советский конструктор в области ракетостроения и космонавтики, доктор технических наук (1958), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1970), Герой Социалистич. Труда (1961). После окончания Военно-возд. академии им. Н. Е. Жуковского (1925) работал на ряде авиац. предприятий. В 1932 нач. бригады в ГИРД, с 1934 нач. отдела РНИИ. Руководил созданием первой сов. ракеты с двигателем на гибридном топливе (1933). Занимался исследованием ЖРД, разработкой ракет для изучения верхних слоёв атмосферы, повышения кучности стрельбы неуправляемыми реактивными снарядами. С сер. 1940-х гг. работал над проблемами проектирования высотных ракет. Участвовал в создании первых ИСЗ, КК, межпланетных КА. Одновременно вёл преподават. работу в МАИ им. С. Орджоникидзе (с 1962 проф.). Чл.-корр. Междунар. академии астронавтики (1968). Ленинская пр. (1957). Награждён 2 орденами Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденом Отечественной войны 2-й степени и медалями.

ТИХООКЕА́НСКИЙ РАКЕ́ТНЫЙ ПОЛИГО́Н (Pacific Missile Range) — военно-морской ракетный полигон США, расположенный в Пойнт-Мугу (Point Mugu) в районе г. Лос-Анджелес. Введён в эксплуатацию в дек. 1945. Занимает терр. побережья Тихого ок. общей пл. 17 км² и терр. о. Сан-Николас, находящегося в 100 км от побережья. Испытывается тактич. ракетное оружие ВМС США. Трассы полигона (дл. 800 км, шир. 400 км) имеют зап. и юго-зап. направление.

ТОКСИ́ЧНОСТЬ компонентов ракетного топлива. В условиях эксплуатации многие компоненты оказывают отравляющее действие в основном на дыхательные пути. Поэтому показателем Т. может служить *предельно допустимая концентрация* (ПДК) ядовитого вещества в воздухе для производств. помещений при длит. вдыхании, к-рая обычно выражается в мг/м³. ПДК примерно равны: для паров керосина, бензина, скипидара — 300; аммиака, диэтиламина и метилового спирта — от 20 до 50; азотной кислоты, четырёхокиси азота — 5; перекиси водорода — 1; озона — 0,02; окиси фтора, пентаборана, ртути, свинца — 0,01. Для сравнения ПДК отравляющих веществ: фосген — 0,5; синильная кислота — 0,3; тетраэтилсвинца — 0,003. Опасные концентрации легче возникают при эксплуатации

низкокипящих и особенно криогенных компонентов топлив.

«ТО́НКА-250» — жидкая смесь изомеров *ксилидина* (50% по массе) и *триэтиламина*; высококипящее горючее для ЖРД. Легкоподвижная жидкость жёлтого цвета с характерным запахом. Плотн. 840—850 кг/м³ (при 20 °С), темп-ра полного застывания от —89 до —103 °С, темп-ра начала кипения 83—85 °С, конца 215 °С. Токсична. Обладает хорошей термич. стабильностью, устойчива при длит. хранении в герметич. ёмкостях. Гигроскопична, поглощает кислород и углекислый газ из воздуха. Окисляется кислородом воздуха (при повышении темп-ры на 10 °С скорость окисления возрастает в 2,5—3 раза; ионы меди сильно ускоряют этот процесс). При взаимодействии с азотной кислотой и окислами азота образуются азотнокислые соли с выделением теплоты, достаточной для разложения последних. Коррозионно малоактивна, совместима со сплавами железа и алюминия. «Т.-250» широко применялась в паре с азотной кислотой, с к-рой образует самовоспламеняющееся ракетное топливо. Рецептура разработана в Германии в нач. 1940-х гг.

ТО́ПЛИВНЫЙ ОТСЕ́К ракеты или ракетного блока — отсек, в к-ром размещаются баки с основными компонентами топлива — окислителем и горючим (обычно вместе с системой наддува и частью оборудования и арматуры). Силовая и конструктивная схемы Т. о. определяются гл. обр. рабочим давлением в баках и типом топливных баков (*несущие баки* или *подвесные баки*). В Т. о. с несущими баками их оболочка является одновременно частью внеш. оболочки Т. о. и участвует в восприятии нагрузок, действующих на РН или ракетный блок; для соединения с др. отсеками Т. о. имеет силовые переходники, являющиеся продолжением боковой поверхности баков. В Т. о. с подвесными баками имеется внеш. несущий корпус (оболочка с продольным и поперечным силовым наборами и силовыми элементами для крепления топливных баков), внутри к-рого расположены баки. Баки крепятся к корпусу при помощи фитингов, ферм, стяжек и др. Для соединения с др. отсеками Т. о. имеет усиленные торцевые шпангоуты. Выбор того или иного типа Т. о. определяется рядом факторов — объёмом, давлением в баках, прочностными свойствами материалов конструкции, значением внеш. нагрузок, компоновкой РН или КА и др. Одним из осн. критериев при выборе Т. о. обычно является его миним. масса с учётом системы наддува баков, тепловой изоляции и кол-ва испаряющихся компонентов (для низкокипящих компонентов). Масса конструкции Т. о. на единицу объёма баков (в зависимости от типа) от 25 до 200 кг/м³.

ТО́ПЛИВНЫЙ ЭЛЕМЕ́НТ — электрохимический источник тока, в к-ром топливо (окислитель и горючее), как правило, подводится извне непрерывно и раздельно к ячейке с двумя электродами и электролитом (на одном электроде происходит реакция окисления горючего, а на другом — реакция восстановления окислителя). Этим Т. э. существенно отличается от др. электрохимических источников тока — аккумуляторов и гальванических элементов, в к-рых электрич. энергия «вырабатывается» из активной массы электродов. Существует мн. разновидностей Т. э., отличающихся по топливу, температурному режиму работы, электролиту и т. д. В качестве горючего в Т. э. используются водород, гидразин, спирты, альдегиды, углеводороды и др., в качестве окислителя — кислород, перекись водорода, хлор, азотная кислота и др. В системах энергопитания КА нашли применение водородно-кислородные Т. э., т. к. водород является наиболее калорийным топливом, а вода, являющаяся конечным продуктом реакции, может быть использована (напр., на КК) для технических и бытовых нужд. Водородно-кислородные Т. э. в зависимости от рабочей темп-ры делятся на низкотемпературные (до 100 °С) и среднетемпературные (от 100 до 250 °С). В Т. э. применяют жидкий электролит (раствор ОН), т. н. связанный электролит (асбестовая матрица, пропитанная раствором ОН) и твёрдый электролит (ионообменная мембрана из полимерного материала).

Принципиальная схема водородно-кислородного Т. э. показана на рис. 1. Т. э. состоит из трёх камер, разделённых между собой пористыми стенками-электродами, изготовленными из мелкодисперсной никелевой подложки, на к-рую нанесён никелевый порошок (крупнопористой структуры). На границе мелких и крупных пор внедрён катализатор: водородный электрод активируется платино-палладиевым катализатором, кислородный — чистой платиной. В ср.

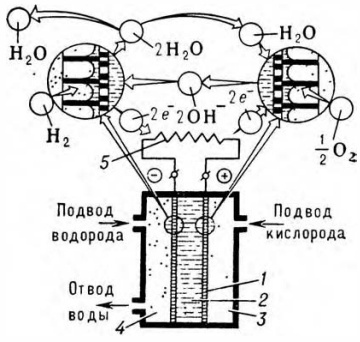
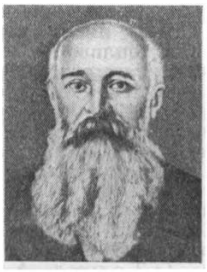


Рис. 1. Схема водородно-кислородного топливного элемента: *1* — электрод; *2* — электролит; *3* — камера с кислородом; *4* — камера с водородом; *5* — электрическая нагрузка

камере находится электролит — 30—40%-ный раствор ОН. В крайние камеры подаются газообразные водород и кислород. Внутри пористого электрода обеспечивается устойчивая граница газ — электролит, т. к., с одной стороны, давление газов больше давления электролита, что предохраняет попадание электролита в крупные поры, и, с другой стороны, капиллярные силы предотвращают попадание газа в мелкие поры. Электрохимич. реакция соединения водорода и кислорода протекает на электродах на границе трёх фаз: твёрдой (катализатор), жидкой (электролит) и газообразной (водород или кислород). При разомкнутой внеш. цепи между электродами возникает разность потенциалов (1—1,1 В). При замыкании полюсов через электрич. нагрузку на каждую электрохимически прореагировавшую молекулу водорода от отрицат. полюса к положит. текут два электрона, к-рые реагируют на положит. полюсе с адсорбированным кислородом и образуют ионы гидроксила OH^-, являющиеся носителями тока в жидком электролите. В отличие от обычного сгорания водорода и кислорода электрохимич. взаимодействие («холодное горение») происходит на разделённых электродах, при этом электрохимич. реакция ($H_2 + \frac{1}{2}O_2 = H_2O$) обратна электролизу воды. Для обеспечения работы Т. э. необходимо отводить воду и теплоту, выделяющиеся в процессе реакции.


Н. И. Тихомиров

М. К. Тихонравов

Водородно-кислородные Т. э. имеют малые уд. объём и массу, устойчивы к перегрузкам, обладают стабильным напряжением, бесшумны в работе. Кпд Т. э. (50—75%) пропорционален напряжению и увеличивается с уменьшением

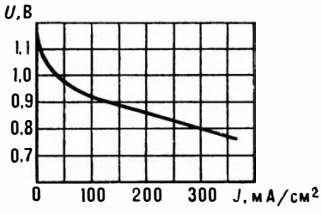


Рис. 2. Зависимость между напряжением и плотностью тока водородно-кислородного топливного элемента

нагрузки в отличие от кпд турбинных установок и двигателей внутр. сгорания. Вольтамперная характеристика Т. э. представлена на рис. 2. Одно из перспективных направлений в разработке Т. э. для КА — создание регенеративных Т. э., являющихся энергоёмкими аккумуляторами электрич. энергии. Т. э. используются в составе *электрохимических энергетических установок*.

С. А. Худяков, В. А. Никитин.

ТО́ПОЦЕНТРИ́ЧЕСКИЕ КООРДИНА́ТЫ — координаты, определяющие положение какого-либо объекта (звёзды, планеты, ИСЗ и т. п.) относительно некоторой точки на земной поверхности (например, точки, в к-рой находится наблюдатель). Т. к. являются, напр., азимут и высота или зенитное расстояние.

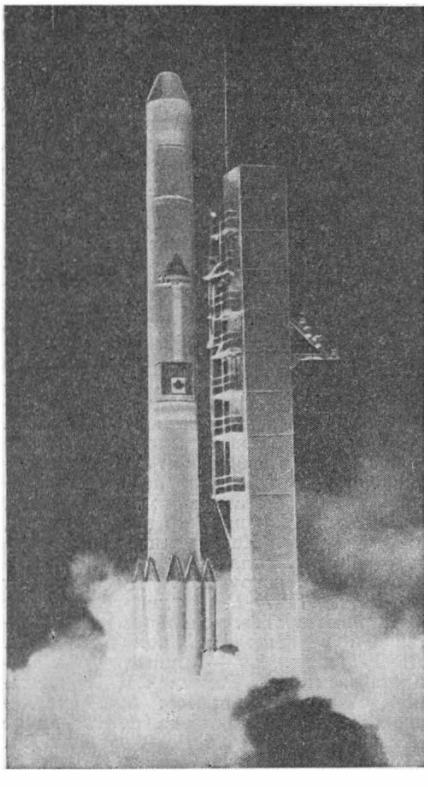
«ТОР» (англ. Thor, от имени бога грома и молнии в скандинавской мифологии) — наименование первой ступени ряда американских РН. Стартовая масса 47—50 т, дл. 19,8 м, макс. диаметр корпуса 2,4 м, миним. 1,9 м. Конструкционный материал — алюм. сплав. *Несущие баки* монококовой конструкции. ДУ включает осн. ЖРД *ЛР-79-НА* и два верньерных ЖРД. Ракета «Т.», используемая в качестве 1-й ступени РН, получила назв. «ЛВ-2» (англ. LV — Launch Vehicle — ракета-носитель). Ракета «ЛВ-2» постоянно совершенствовалась: была увеличена длина бакового отсека (по всей длине ракета имеет диам. 2,4 м), установлен осн. ЖРД большей тяги на базе ЖРД первой

ступени РН «Сатурн-1». Последняя модификация ракеты «ЛВ-2» имеет стартовую массу 84,8 т (в т. ч. топливо 79,7 т), дл. 22,9 м, диам. 2,4 м. Тяга осн. ЖРД на земле 930 кН, уд. импульс ~2600 м/с, продолжительность работы 228 м. Ракета «Т.» с навесными стартовыми РДТТ на корпусе 1-й ступени получила назв. «Торад». Ракета «Т.» использовалась в качестве первой ступени РН «Т.-Аджена» («Торад-Аджена»), «Т.-Альтаир», «Т.-Бёрнер-2», «Т.-Дельта» («Торад-Дельта»), «Т.-Эйбл», «Т.-Эйбл стар».

«Тор-Аджена» («Торад-Аджена») — амер. двухступенчатые РН. 1-я ступень — ракета «Т.» или «Торад» («Т.» с 3 навесными стартовыми РДТТ «Кастор»), 2-я ступень — ракета «Аджена-А, -В, -D» (см. в ст. *«Атлас»*). Характеристики «Торад-Аджена-D», использовавшейся в последние годы эксплуатации: полезный груз св. 1000 кг при выводе на орбиту выс. 500 км, стартовая масса ~ 100 т, дл. ~ 30 м (без полезного груза), диам. 2,4 м. Система наведения радиоинерциальная. Применялась для запусков ИСЗ воен. назначения, в частности ИСЗ «Дискаверер». В 1959—72 с Западного испытательного полигона произведено 184 пуска, из них 164 успешных. В дальнейшем эти РН не использовались.

«Тор-Альтаир» — амер. двухступенчатая РН. Полезный груз св. 200 кг при выводе на орбиту выс. 500 км. Стартовая масса св. 50 т, дл. ~ 25 м (без полезного груза), диам. 2,4 м. 1-я ступень — ракета «Т.», 2-я ступень оснащена РДТТ «Альтаир» (масса модификации «Альтаир-3А» 301 кг, масса топлива 275 кг, дл. 0,51 м, тяга в пустоте 27 кН, продолжительность работы 28 с). Система наведения инерциальная. Использовалась для запуска малых ИСЗ воен. назначения. В 1965—66 с Западного испытательного полигона произведено 6 пусков, 5 из них успешные. В дальнейшем эти РН не применялись.

Пуск РН «Торад-Дельта»



«Тор-Бёрнер-2» — амер. двухступенчатая РН. Полезный груз ~ 500 кг при выводе на орбиту выс. 800 км. Стартовая масса св. 50 т, дл. ~ 25 м (без полезного груза), диам. 2,4 м. 1-я ступень — ракета «Т.», 2-я ступень — ракета «Бёрнер-2» (см. в ст. *«Атлас»*). При нек-рых запусках использовалась двухступенчатая ракета «Бёрнер-2А». Система наведения инерциальная. Применяется для запуска малых ИСЗ воен. назначения. В 1966—83 с Западного испытательного полигона произведено ок. 25 пусков, большинство из них успешные.

«Тор-Дельта» («Торад-Дельта») — амер. трёхступенчатые РН. 1-я ступень — ракета «Т.» или «Торад», 2-я ступень — ракета «Дельта» (стартовая масса 6,13 т, масса топлива — азотная кислота и несимметричный диметилгидразин — 5,03 т, дл. 5,9 м, диам. 1,4 м, тяга ЖРД в пустоте 46 кН, продолжительность работы 348 с), 3-я ступень оснащена РДТТ «Стар-37». РН постоянно совершенствовалась: увеличивалась ёмкость баков и тяга ЖРД 1-й и 2-й ступеней, тяга и продолжительность работы РДТТ 3-й ступени, число и тяга стартовых РДТТ. Полезный груз последней эксплуатируемой модификации (модель 39-14 с 9 навесными РДТТ «Кастор-4») — 950 кг при выводе на переходную орбиту с выс. в апогее 36 000 км. Стартовая масса «Т.-Дельта» 193,5 т, дл. 35,4 м (без полезного груза), диам. 2,4 м. Система наведения радиоинерциальная. Используется для запуска ИСЗ науч. и хозяйственно-прикладного назначения, в последние годы — в осн. для запусков ИСЗ на стационарную орбиту. В 1960—1983 с мыса Канаверал и Западного испытательного полигона произведено ок. 170 пусков, из них ок. 150 успешных. РН «Т.-Дельта» выводили на орбиты ИСЗ «Эксплорер», «Интелсат», «Лэндсат», КА «Пионер», а также большинство стационарных ИСЗ связи, принадлежащих амер. частновладельческим фирмам и странам, арендующим носители у НАСА.

«Тор-Эйбл» — амер. трёхступенчатая РН. Полезный груз ~ 100 кг при выводе на орбиту выс. 500 км. Стартовая масса св. 50 т, дл. ~ 25 м (без полезного груза), диам. 2,4 м. 1-я ступень — ракета «Т.» первой модификации, 2-я ступень — ракета «Эйбл» (стартовая масса 4,3 кг, масса топлива — азотная кислота и несимметричный диметилгидразин — 3,8 т, дл. 4,5 м, диам. 1,4 м, тяга ЖРД в пустоте 36 кН, продолжительность работы 300 с), 3-я ступень оснащена РДТТ «Альтаир» первой модификации (тяга 13 кН, продолжительность работы 40 с). Система наведения радиоинерциальная. Использовалась для запусков КА «Пионер» первого поколения и первых ИСЗ «Эксплорер», «ТИРОС» и др. В 1958—60 с мыса Канаверал произведено 7 пусков РН, 4 из них успешные.

«Тор-Эйбл стар» — амер. двухступенчатая РН. Полезный груз 400 кг при выводе на орбиту выс. 500 км. Стартовая масса ~ 54 т, дл. ~ 24 м (без полезного груза), диам. 2,4 м. 1-я ступень — ракета «Т.», 2-я ступень — ракета «Эйбл стар» (стартовая масса 2 т, дл. 4 м, диам. 0,8 м, топливо — азотная кислота и несимметричный диметилгидразин, тяга ЖРД в пустоте 34 кН, продолжительность работы 140 с). Система наведения РН «Т.-Эйбл стар» радиоинерциальная. Использовалась для запуска в осн. малых ИСЗ воен. назначения. В 1960—65 с мыса Канаверал произведено 19 пусков, 14 из них успешные. В дальнейшем эта РН не использовалась.

У. Торнтон

«ТО́РАД» (англ. Thorad) — наименование жидкостной первой ступени (на основе ракеты *«Тор»*) с навесными стартовыми РДТТ некоторых американских РН.

ТОРМОЖЕ́НИЕ реактивных маховых масс — см. *Гашение кинетического момента.*

ТОРМОЗНО́Е ИЗЛУЧЕ́НИЕ — рентгеновское или гамма-излучение, испускаемое при торможении заряженных частиц, имеющих большую энергию (в т.ч. космического излучения), в оболочке КА. Т. и. имеет непрерывный спектр. Проникая при столкновении с КА в его оболочку и взаимодействуя с веществом оболочки, заряженные частицы (напр., электроны, протоны) тормозятся, и их кинетич. энергия переходит в энергию рентгеновского или гамма-излучения, опасного для космонавтов. Интенсивность Т. и. обратно пропорциональна квадрату массы частицы и прямо пропорциональна её скорости. Для защиты от тормозного излучения могут использоваться разл. материалы с большим атомным номером. См. *Радиационная защита.*

ТОРМОЗНО́Й И́МПУЛЬС — импульс, сообщаемый КА в направлении, прямо противоположном его орбитальной скорости. Вырабатывается, напр., при коррекции периода орбиты ИС в сторону уменьшения периода обращения (см. *Коррекция орбиты*) и при посадке КА.

ТОРМОЗНО́Й РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — РД для торможения ЛА или его частей. Осн. составляющая тяги Т. р. д. направлена против движения ЛА. Применяется при разделении ступеней РН, отделении КА от РН, переводе КА на орбиты планет с траекторией подлёта и с одной орбиты на др., посадке КА на поверхность планет и др. операциях. В качестве Т. р. д. используют РДТТ и ЖРД на высококипящих топливах (одно- и двухкомпонентных самовоспламеняющихся). Т. р. д. может быть одновременно и корректирующим РД. Т. р. д., обеспечивающие мягкую посадку КА, наз. также посадочными РД.

ТО́РНТОН (Thornton) Уильям (р.1929) — космонавт США. Получил степень бакалавра наук в области физики (1952), степень доктора медицины (1963) в ун-те шт. Сев. Каролина. С 1967 в группе космонавтов НАСА. Был членом экипажа обеспечения и связи во всех трёх экспедициях на орбит. станцию «Скайлэб». 30 авг.— 5 сент. 1983 совм. с Р. *Трули*, Д. *Бранденстайном*, Д. *Гарднером*, Г. *Блуфордом* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Челленджер») в качестве специалиста по операциям на орбите. Полёт продолжался 6 сут 1 ч 8 мин 42 с. Награждён золотыми медалями НАСА «За исключительные заслуги», «За исключительные научные достижения».

ТОРЦЕВО́Й ЭЛЕКТРИ́ЧЕСКИЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — вид *электромагнитного ракетного двигателя.*

ТО́ЧКА ВЕСЕ́ННЕГО РАВНОДЕ́НСТВИЯ — точка пересечения *небесного*

К ст. Фалеристика космическая (см. также вкл. LIII).

К ст. Филателия космическая.

К ст. Филателия космическая.

К ст. Нумизматика космическая (лицевая сторона настольных медалей).

К ст. Нумизматика космическая (оборотная сторона настольных медалей).

К ст. Нумизматика космическая (лицевая сторона настольных медалей).

К ст. Нумизматика космическая (оборотная сторона настольных медалей).

К ст. Фалеристика космическая (см. также вкл. XLVI).

экватора и *эклиптики*, в к-рой Солнце при его годовом движении по *небесной сфере* бывает весной, ок. 21 марта, в момент перехода из юж. полушария в северное. Т. в. р.— начало отсчёта часовых углов и прямых восхождений в экваториальной системе *небесных координат* и астрономич. долгот в эклиптич. системе координат. Т. в. р. вследствие прецессии медленно перемещается среди звёзд к западу.

ТО́ЧКА ОСЕ́ННЕГО РАВНОДЕ́НСТВИЯ — точка пересечения *небесного экватора* и *эклиптики*, в к-рой Солнце при его годовом движении по *небесной сфере* бывает осенью, ок. 23 сент., в момент перехода из сев. полушария в южное. Т. о. р. вследствие прецессии медленно перемещается среди звёзд к западу.

ТО́ЧНОСТЬ ЗАПРА́ВКИ — степень приближения количества топлива, заправляемого в баки РН и КА, к его расчётному кол-ву, предусмотренному полётным заданием. Т. з. определяется ошибкой при *заправке*, к-рая может быть положит. и отрицат., и выражается в долях процента от расчётного кол-ва топлива. Наличие ошибки обусловливается несовершенством дозирующих устройств, выходные характеристики к-рых (зависимость абс. или относит. ошибки от расхода заправляемых компонентов) существенно зависят от плотности, вязкости заправляемого топлива, а также от расхода топлива, подаваемого в РН и КА, и инерционности системы управления заправкой и отсечной арматуры. Ошибка *дозаторов* объёмных от $\pm 0{,}5$ до $\pm 0{,}1\%$, массовых — от $\pm 0{,}5$ до $\pm 0{,}2\%$. Ошибка в заправке топливом приводит к необходимости увеличения гарантийных запасов на борту РН и КА, а это, при постоянной стартовой массе, вызывает уменьшение полезного груза.

ТРАЕКТО́РИИ ПОЛЁТА К ЛУНЕ́ — траектории полёта КА от Земли, для к-рых минимальное расстояние ρ_{min} от Луны меньше радиуса *сферы действия Луны* (66 тыс. км). Т. п. к Л., пересекающие поверхность Луны, используются для проведения физ. измерений вдоль траектории движения КА вплоть до соударения его с поверхностью Луны (напр., «Луна-2», КА серии «Рейнджер») или для мягкой посадки КА на поверхность Луны (напр., «Луна-9, -13», КА серии «Сервейор»). В последнем случае траектория полёта заканчивается активным манёвром, реализующим *мягкую посадку*. Т. п. к Л., для к-рых миним. расстояние от центра Луны больше радиуса её поверхности, применяются для исследования окрестности Луны во время её пролёта (напр., «Луна-1») или облёта (напр., «Луна-3», КА серии «Зонд») либо для перехода на орбиту ИСЛ. В последнем случае в окрестности точки $\rho = \rho_{min}$ производится включение *тормозного ракетного двигателя* и торможение КА (напр., «Луна-10, -11, -12, -14, -22», КА серии «Лунар орбитер»). Переход на орбиту ИСЛ часто является промежуточной операцией при решении задачи посадки КА на поверхность Луны (напр., «Луна-16» — «Луна-18», «Луна-20, -21, -23, -24», «Аполлон-11, -12, -14» — «Аполлон-17»).

Условно Т. п. к Л. разбивают на геоцентрич. участок — от Земли до достижения сферы действия Луны (СДЛ), селеноцентрич. участок —внутри СДЛ и, для облётных или пролётных траекторий, второй геоцентрич. участок — после выхода из СДЛ. На первом и последнем участке движение КА в осн. определяется притяжением Земли, а внутри СДЛ — притяжением Луны. На каждом из этих участков орбита близка к коническому сечению. Причём геоцентрич. участки могут быть близки к дугам эллипса, гиперболы или параболы. Селеноцентрич. участок всегда гиперболический.

В первых полётах к Луне использовались непрерывные схемы выведения на траекторию пассивного полёта («Луна-1, -2, -3»). При этом энергетич. затраты на *активном участке* существенно зависели от положения точки старта на Земле и положения Луны на её орбите в момент сближения с КА. После освоения энергетически экономной схемы запуска с *пассивным участком* на *орбите промежуточной* ИСЗ зависимость энергетич. затрат от положения Луны и точки старта стала не очень существенной. Во всех применявшихся схемах выведения участок разгона заканчивался вблизи поверхности Земли. Если отвлечься от небольшого активного манёвра, связанного с коррекцией траектории, то движение КА до сближения с Луной происходит в осн. под действием силы гравитац. притяжения Земли и Луны как материальных точек. В точном расчёте оказывается необходимым учитывать силы, связанные с нецентральностью поля этих тел и притяжением КА Солнцем.

При фиксированном наклонении промежуточной орбиты ИСЗ осн. характеристики отд. Т. п. к Л. определяются тремя параметрами: нач. геоцентрич. энергией траектории h или временем полёта t от Земли до сближения с Луной и координатами x, y в *картинной плоскости* Луны, численно описывающими геометрич. особенности сближения траектории с Луной. В схеме запуска КА с промежуточной орбиты ИСЗ потребное значение h достигается изменением продолжительности участка разгона при старте с этой орбиты, номинальные координаты x, y реализуются выбором времени старта с Земли и временем начала разгона на промежуточной орбите ИСЗ. Для достижения Луны величина h не может быть меньше некоторой миним. h_{min}. Последняя в осн. зависит от расстояния между Луной и Землёй в момент сближения. Для таких предельных траекторий время полёта t составляет примерно 5 сут, а скорость КА непосредственно после разгона у Земли меньше местной *параболической скорости* примерно на 100 м/с. Траектории с меньшей нач. энергией не пересекают сферу действия Луны. Для первых полётов КА к Луне («Луна-1, -2») были выбраны траектории с большой энергией (гиперболич. траектории); время полёта до Луны составляло 1,5 сут. Такие траектории менее чувствительны к ошибкам в начале пассивного участка, что было существенно при схеме полёта без промежуточной коррекции траектории. При полёте КА с мягкой посадкой на поверхность Луны или с переходом на орбиту ИСЛ обычно используют энергетически слабые траектории с временем полёта до Луны 3,5 сут (напр., «Луна-9» — «Луна-14») и 4,5 сут («Луна-15» — «Луна-24»). Траектории с бо́льшим временем полёта энергетически более выгодны как по затратам топлива при разгоне вблизи Земли, так (это главное) и по затратам топлива на торможение КА вблизи Луны. При траекториях полёта с $t = 3{,}5$ сут относит. скорость сближения КА с Луной изменяется в пределах от 2,54 до 2,61 км/с в зависимости от положения Луны в момент сближения. Для траектории с $t = 4{,}5$ сут скорость сближения уменьшается на неск. десятков метров в секунду. Для мягкой посадки КА на Луну необходимо с помощью тормозного РД уменьшить эту скорость до нуля, а для перехода на орбиту ИСЛ, близкую к поверхности Луны, затормозить КА до скорости $\sim 1{,}7$ км/с.

Для *облётных траекторий* зависимость разл. характеристик от параметров x, y очень существенна (рис. 1, 2). При решении конкретных задач возможность выбора значений этих величин используется для получения траекторий

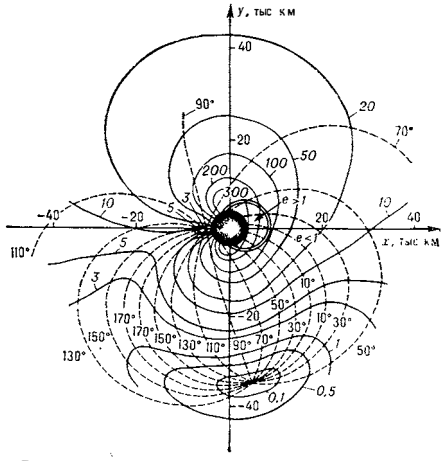


Рис. 1. Картинная плоскость у Луны. Точка плоскости с координатами x, y соответствует отдельной траектории; сплошными линиями соединены точки, отвечающие траекториям, для которых одинаковы минимальные расстояния r_{min} (в тыс. км) от Земли после облёта Луны; штриховые линии связывают точки, соответствующие траекториям с одинаковым значением наклонения i (в градусах) плоскости орбиты КА к плоскости орбиты Луны (после его удаления от Луны); двойной линией около диска Луны (зачернённый круг) ограничена область траекторий, выходящих из сферы действия Земли после пролёта мимо Луны

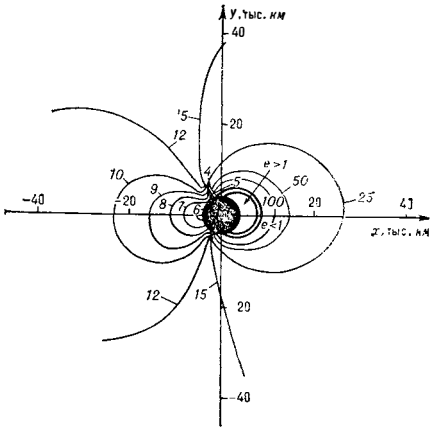


Рис. 2. Картинная плоскость у Луны. Сплошными линиями соединены точки, соответствующие траекториям, для которых одинаково время полёта (в сутках) от момента старта до прохождения минимального расстояния от Земли (после облёта Луны); двойной линией около диска Луны ограничена область траекторий, выходящих из сферы действия Земли после пролёта мимо Луны; остальные обозначения те же, что на рис. 1

с заданными условиями прохождения вблизи Луны и возвращения к Земле. Время полёта до Луны для вариантов, изображ. на рис. 1 и 2, составляет 3 сут. На таких траекториях без возмущений Луны КА двигался бы по эллипсу с макс. удалением от Земли примерно на 500 тыс. км. В связи с этим следует обратить внимание на область, отмеченную на рис. двойной линией. КА, облетающий Луну по траектории с координатами x, y, принадлежащими этой области, после сближения с Луной приобретёт относительно Земли скорость больше параболич. и по гиперболе (эксцентриситет орбиты $e > 1$) покинет сферу действия Земли. Этот т. н. «разгонный» эффект имеет место и для траекторий, проходящих в окрестности этой области. В последнем случае КА после удаления от Луны будет двигаться по траектории, близкой к эллипсу. Однако апогейное расстояние этого эллипса и время полёта до Земли существенно больше, чем по невозмущённой орбите. С др. стороны, в области, прилегающей к поверхности Луны, при значениях координат y, близких к нулю, и $x < 0$ нетрудно усмотреть проявление противоположного т. н. «тормозного» эффекта от влияния Луны. На этих траекториях после облёта Луны апогейные расстояния и время полёта до Земли оказываются существенно меньшими, чем для невозмущённой траектории (см. *Пертурбационный манёвр*). Следует отметить ещё нек-рые практически важные особенности рассматриваемого класса облётных траекторий, к-рые приведены на рис. 1. Существуют 2 траектории, к-рые после облёта Луны проходят через центр Земли ($r_{min} = 0$). В окрестности этих траекторий расположены, в частности, траектории с r_{min}, близким к радиусу поверхности Земли, и различными наклонениями приземного участка орбиты. При этом существуют траектории, по к-рым движение КА около Земли при возвращении происходит как с юга на север, так и с севера на юг. Эти и многие др. разнообразные свойства облётных траекторий используются в практике космич. полётов. В первом облёте Луны («Луна-3») параметры выбранной облётной траектории обеспечили наиболее благоприятные для этого КА условия фотографирования обратной стороны Луны и передачи фотоизображений. Для КА серии «Зонд» характеристики облётной траектории удовлетворяли условиям заданного входа КА в атмосферу Земли и решения задачи посадки его на терр. Сов. Союза.

Возможности использования возмущающего влияния Луны, по-видимому, реализованы ещё не все. Так, напр., существуют оценки, показывающие энергетич. целесообразность запуска КА на *стационарного спутника орбиту* с первонач. облётом Луны.

При реализации траектории близкого пролёта от поверхности Луны оказывается необходимым, как правило, применять коррекцию траектории для компенсации исполнительных ошибок на активных участках разгона КА. Для облётных траекторий возмущающее влияние Луны, к-рое в осн. определяет участок траектории возвращения к Земле, очень сильно зависит от координат траектории в картинной плоскости. Это предъявляет особые требования к точности коррекции. При проектировании полёта КА к Луне, при выборе траектории и даты запуска обычно учитывают совокупность разл. условий, возникающих из анализа задачи в целом, в т. ч. и разл. аппаратурные ограничения. *М. Л. Лидов.*

ТРАЕКТО́РИИ ПОЛЁТА К ПЛАНЕ́ТАМ — траектории, по к-рым возможен полёт КА от Земли до сближения с планетой Солнечной системы (планетой назначения) на расстояние меньше *сферы действия планеты*.

Основная схема полёта. Непосредственно из точки старта РН выводит КА на промежуточную орбиту ИСЗ (см. *Орбита промежуточная искусственного спутника*). Переход КА с промежуточной орбиты ИСЗ на Т. п. к п. осуществляется дополнит. разгоном КА. Необходимые кинематич. параметры в начале *пассивного участка* Т. п. к п. получаются спец. выбором момента времени старта с Земли, момента времени старта с промежуточной орбиты ИСЗ и значения импульса, сообщаемого КА при старте с промежуточной орбиты ИСЗ.

Т. п. к п. содержит 3 последоват. участка: геоцентрич. гиперболич. участок траектории полёта внутри сферы действия Земли, на к-ром продолжающееся неск. сут движение КА определяется полученной после разгона с промежуточной орбиты ИСЗ нач. скоростью движения и влиянием гл. обр. гравитац. притяжения Земли; осн. по продолжительности полёта гелиоцентрич. (как правило, эллиптический) участок полёта вне сфер действия Земли и планеты назначения, на к-ром движение КА так же, как и движение планет, происходит в осн. под действием гравитац. притяжения Солнца; планетоцентрич. гиперболич. участок траектории, располож. внутри сферы действия планеты назначения, на к-ром определяющая сила — гравитационное притяжение планеты.

По условиям сближения КА с планетой назначения различают полёты:

по пролётным траекториям (напр., «Венера-1, -2», «Марс-1») или облётным траекториям, используемым для проведения физ. измерений в окрестности планеты назначения и в межпланетном пространстве в процессе полёта (в нек-рых вариантах Т. п. к п. пролёт около к.-л. планеты проводится с целью использования её гравитац. поля для формирования последующего участка траектории, см. далее);

по траекториям, пересекающим поверхность планеты, применяемым для проведения физ. измерений в процессе движения КА в атмосфере планеты или (и) мягкой посадки КА на поверхность планеты (напр., «Венера-4» — «Венера-14»);

по траекториям, выводящим КА на орбиту искусств. спутника (ИС) планеты [напр., «Маринер-9», «Марс-5»; в некоторых схемах полёта движение КА по орбите ИС планеты является промежуточным этапом для последующей посадки КА на поверхность планеты с использованием РД или (и) атмосферы планеты для торможения КА];

по траекториям, реализующим комбиниров. варианты; так, напр., при сближении с планетой от КА отделяется автоматич. станция, реактивный импульс переводит её на траекторию сближения с поверхностью планеты с целью проведения физ. измерений в атмосфере планеты или (и) мягкой посадки на её поверхность (в это же время КА продолжает движение по пролётной траектории или переходит на орбиту ИС планеты, напр. «Марс-2», «Марс-6»).

Для достижения необходимой точности выполнения условий сближения КА с планетой назначения в процессе полёта (после уточнения параметров движения по траекторным измерениям) проводятся *коррекции движения*, к-рые существенно изменяют параметры планетоцентрич. участка траектории и практически не изменяют осн. характеристик Т. п. к п. на её геоцентрич. и гелиоцентрич. участках.

Энергетическая проблема и гомановские перелёты. Если отвлечься от ограниченности допустимых энергетич. затрат, то теоретически оказываются возможными Т. п. к п. с произвольно заданными датами старта t_c и датой прилёта $t_п$ к планете назначения. Однако при этом для нек-рых значений t_c и $t_п$ потребная для осуществления такого полёта *характеристическая скорость* будет чрезмерно большой. Более того, и для большинства комбинаций t_c и $t_п$ потребные энергетич. затраты на реализацию соответствующей траектории превосходят существующие возможности (для заданной РН с ростом значения энергетич. затрат снижается масса полезного груза, к-рый может быть выведен этой РН на данную траекторию полёта). Для практич. применения оказываются пригодными лишь т. н. энергетически оптимальные траектории и близкие к ним соответствующие определ. диапазонам изменения параметров t_c и $t_п$.

Осн. характеристики оптимальных Т. п. к п. можно уяснить из рассмотрения упрощённой модели Солнечной системы, в к-рой предполагается, что все планеты движутся по круговым орбитам, располож. в одной плоскости. Для перелёта с одной круговой орбиты на другую энергетически оптимальным является перелёт по *Гомана эллипсу* (рис. 1).

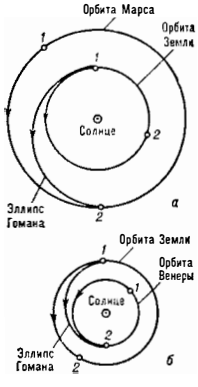


Рис. 1. Схема траекторий полётов: *а* — к Марсу (внешняя планета); *б* — к Венере (внутренняя планета); *1* — положение планет в момент старта с Земли; *2* — положение планет в момент сближения КА с планетой

При этом различают полёт к внеш. планетам Солнечной системы, т. е. к планетам, орбита к-рых расположена дальше от Солнца, чем орбита Земли, напр. Марс, Юпитер (рис. 1, *а*), и полёты к внутр. планетам, т. е. к планетам, орбита к-рых расположена ближе к Солнцу, чем орбита Земли,— Венера, Меркурий (рис. 1, *б*). Эллипс Гомана касается орбиты Земли и орбиты планеты назначения т. о., что при полёте к внеш. планете на орбите Земли расположен его перигелий, а на орбите планеты назначения — афелий, а при полёте к внутр. планете на орбите Земли находится его афелий. В начале движения КА по эллипсу Гомана при достаточном удалении от Земли (примерно на границе её сферы действия) его гелиоцентрич. скорость почти параллельная орбит. скорости движения Земли и больше её (для полёта к внеш. планетам) или меньше (для полёта к внутр. планетам) на ΔV_1. Т. о., для выведения КА на гомановскую траекторию перелёта (в результате разгона КА у Земли) он должен иметь при выходе из сферы действия Земли геоцентрич. скорость, близкую по значению к ΔV_1. В зависимости от задачи (внеш. или внутр. планета) эта скорость должна быть ориентирована примерно

по направлению орбит. скорости движения Земли или против неё. Аналогично при сближении с планетой назначения в её сфере действия скорость движения КА будет близка по направлению к орбитальной скорости планеты, а по значению меньше (для внеш. планеты) или больше её (для внутр. планеты) на ΔV_2.

Одной из осн. характеристик Т. п. к п. является угловая дальность — угол между радиус-векторами, проведёнными из центра Солнца к планете старта в момент времени t_c и к планете назначения в момент $t_п$. От этой величины существенно зависят энергетические затраты. Для гомановского перелёта этот угол равен 180 °и время перелёта $\Delta t_п$ от орбиты планеты старта до орбиты планеты назначения определяется однозначно. Поэтому для приближ. описания Т. п. к п. гомановским перелётом необходимо, чтобы угол между радиус-вектором планеты старта $\mathbf{r}_1$ (t_c) в момент t_c и радиус-вектором планеты назначения $\mathbf{r}_2(t_п)$ в момент времени $t_п = t_c + \Delta t_п$ составлял 180°. Это условие накладывает определ. требования на взаимное расположение планет в момент старта. Так как планеты движутся вокруг Солнца с почти постоянными и неравными угловыми скоростями, это условие выполняется примерно периодически с периодом T_c, равным периоду обращения планеты относительно Земли, или синодическому периоду обращения планеты. Нек-рые характеристики гомановских перелётов Земля — небесное тело приведены в табл. 1.

Влияние эллиптичности планетных орбит и их взаимного наклонения. В реальной Солнечной системе орбиты планет не являются круговыми, и плоскость орбиты планеты назначения наклонена к плоскости орбиты планеты старта. Однако так как эксцентриситеты орбит и их взаимные наклонения малы, то траектории оптимальных перелётов оказываются качественно близки к гомановским перелётам, хотя количеств. поправки к энергетич. оценкам, к-рые возникают при точном решении задачи перелёта, могут быть существенны. Для реальных планетных орбит локально оптимальными по-прежнему оказываются перелёты, когда угловая дальность между радиус-векторами планеты старта $\mathbf{r}_1(t_c)$ в момент t_c и планеты назначения $\mathbf{r}_2$ $(t_п)$ в момент $t_п$ оказывается близкой к 180°. Такая конфигурация также повторяется через синодич. период. Однако если рассмотреть последовательность локально оптимальных положений планет, отделённых друг от друга по времени целым числом синодич. периодов, то им будет соответствовать разл. положение векторов $\mathbf{r}_1(t_c)$ и $\mathbf{r}_2(t_п)$ на их орбитах, хотя угловая дальность между ними будет близка к 180°. При этом из-за эллиптичности орбит и их взаимного наклонения в разл. периоды будут различными: значения этих векторов, соответствующие им векторы орбитальных скоростей движения планет и составляющая Z_2 вектора $\mathbf{r}_2(t_п)$, ортогональная плоскости орбиты планеты старта. Это приводит к тому, что локально оптимальные траектории, отделённые по времени старта одним или неск. синодич. периодами, различаются по осн. энергетич. характеристикам. Различие носит также примерно периодич. характер (с периодом $T_{вп}$, равным периоду великих противостояний планеты старта и планеты назначения). Через период $T_{вп}$ векторы $\mathbf{r}_1(t_c)$ и $\mathbf{r}_2(t_п)$, соответствующие локально оптимальным решениям, оказываются расположенными приблизительно в тех же местах своих орбит. Значение периодов великих противостояний относительно Земли для Меркурия — 1 год, Венеры — 8 лет, Марса — 15,8 года.

Для получения общих оценок энергетич. затрат, напр. для полёта Земля — Марс, можно на время отвлечься от конкретных дат старта и прилёта и рассмотреть задачу оптимального перелёта с орбиты Земли к Марсу, задавая различные

Табл. 1. — Характеристики гомановских перелётов Земля — небесное тело

Характеристики	Небесные тела									
	Солнце	Меркурий	Венера	Марс	Астероиды*	Юпитер	Сатурн	Уран	Нептун	Плутон
Время полёта $\Delta t_п$, годы	0,18	0,29	0,40	0,71	1,01—1,74	2,74	5,05	16,04	30,62	45,80
Синодический период T_c, годы	0	0,34	1,60	2,13	1,44—1,15	1,09	1,03	1,01	1,01	1,00
Скорость на сфере действия Земли ΔV_1, км/с	29,80	7,50	2,53	2,98	5,14—7,52	8,70	10,30	11,30	11,70	11,85
Скорость на сфере действия планеты назначения ΔV_2, км/с	—	9,56	2,80	2,65	—	5,65	5,49	4,56	3,94	—
Время ожидания $\Delta t_{ож}$, годы	—	0,16	1,28	1,24	—	0,58	0,93	—	—	—
Суммарное время полёта Земля — планета — Земля Δt_Σ, годы	—	0,76	2,08	2,66	—	6,05	13,03	—	—	—

* Орбиты большинства астероидов лежат в пределах 2,2—3,6 а. е. от Солнца.

Энергетически оптимальный обратный перелёт от планеты к Земле в гомановском приближении для круговых планетных орбит, лежащих в одной плоскости, принципиально ничем не отличается от прямого полёта от Земли. Поэтому можно воспользоваться гомановским приближением для оценки характеристик перелёта Земля — планета — Земля. Следует только отметить, что энергетически оптимальное взаиморасположение планеты и Земли для обратного перелёта реализуется не сразу по достижении планеты в прямом полёте. Вследствие этого в рассматриваемой задаче появляется важная характеристика — время ожидания $\Delta t_{ож}$ КА у планеты, отсчитываемое от момента времени прилёта к планете до момента времени обратного старта. Значение $\Delta t_{ож}$ и суммарное время Δt_Σ экспедиции Земля — планета — Земля также приведены в табл. 1.

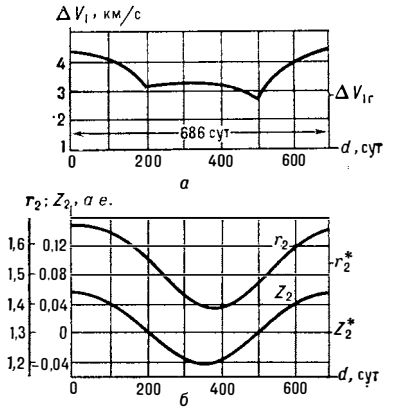


Рис. 2. Графические зависимости скорости ΔV_1 (*а*), необходимой для полёта к Марсу, и гелиоцентрического радиус-вектора r_2 Марса и его составляющей Z_2(*б*), ортогональной плоскости эклиптики, от положения Марса на орбите, определяемого параметром d; $\Delta V_{1г}$ отмечает значение ΔV_1 в гомановском приближении; r_2^*, Z_2^* — значения r_2 и Z_2 для плоской модели круговых планетных орбит

его положения d на орбите и считая при этом, что Земля занимает оптимальное положение. Значение ΔV_1, полученное при решении такой задачи, приведено на рис. 2, *а*. На рис. 2, *б* приведены соответствующие данному d значение радиус-вектора Марса и его координата Z_2. Для сравнения на рисунках отмечены значения параметров, отвечающих круговым плоским орбитам. Из рис. 2, *а* видно, что для разл. периодов значение ΔV_1 в локально оптимальных решениях может отличаться на 1,5 км/с (в плоской круговой модели орбит планет $\Delta V_1 \approx 3$ км/с).

Для реализации пролётной или облётной траектории полёта величина ΔV_1 косвенно характеризует потребные энергетич. затраты. Представляет интерес характеристич. скорость W_1, к-рую необходимо иметь при разгоне с промежуточной орбиты ИС планеты старта для получения потребного значения ΔV_1. Значения даты старта t_c, продолжительности полёта $\Delta t_п$, скорости W_1 и ΔV_2, вычисл. с учётом эллиптичности планетных орбит и их взаимных наклонений, приведены в таблицах 2—4: для локально оптимальных перелётов Земля — Марс (табл. 2), Земля — Венера (табл. 3) и Земля — Юпитер (табл. 4) (при этом промежуточная орбита ИСЗ предполагается круговой, располож. на выс. 200 км

Табл. 2. — Характеристики траекторий полёта к Марсу

Дата старта t_c	Время полёта $\Delta t_п$, сут	Характеристич. скорость W_1, км/с	Скорость на сфере действия Марса ΔV_2, км/с
24. 5.1971	210	3,43	2,84
30. 7.1973	193	3,72	3,00
15. 9.1975	207	3,91	3,75
19.10.1977	224	3,83	4,04
3.11.1979	286	3,48	2,87
18.12.1981	214	3,48	5,19
8. 2.1984	185	3,47	5,49
22. 4.1986	187	3,43	3,35
5. 7.1988	192	3,59	2,77
30. 8.1990	201	3,77	3,46

Табл. 3. — Характеристики траекторий полёта к Венере

Дата старта t_c	Время полёта $\Delta t_п$, сут	Характеристич. скорость W_1, км/с	Скорость на сфере действия Венеры ΔV_2, км/с
18. 8.1970	117	3,60	5,40
28. 3.1972	112	3,77	6,06
10.11.1973	107	3,82	4,80
10. 6.1975	143	3,51	3,61
10. 1.1977	128	3,56	4,39
16. 8.1978	118	3,60	5,33
26. 3.1980	112	3,76	6,05
8.11.1981	107	3,82	4,92
10. 6.1983	143	3,52	3,53
7. 1.1985	129	3,56	4,29
13. 8.1986	119	3,59	5,26
24. 3.1988	112	3,76	6,05
15.11.1989	107	3,82	5,04
10. 6.1991	142	3,54	3,54

Табл. 4. — Характеристики траекторий полёта к Юпитеру

Дата старта t_c	Время полёта $\Delta t_п$, сут	Характеристика скорости W_1, км/с	Скорость на сфере действия Юпитера ΔV_2, км/с
3. 1.1970	1005	6,24	5,69
30. 1.1971	826	6,30	6,47
4. 3.1972	749	6,42	7,05
9. 4.1973	721	6,53	7,12
18. 5.1974	742	6,56	6,66
30. 6.1975	909	6,45	5,71
29. 7.1976	820	6,47	5,97
3. 9.1977	774	6,65	6,48
6.10.1978	716	6,78	6,86
7.11.1979	787	6,77	6,79
7.12.1980	848	6,60	6,21
4. 1.1982	1002	6,23	5,69
3. 2.1983	819	6,32	6,59
3. 4.1984	743	6,44	7,08
15. 4.1985	721	6,54	7,09
23. 5.1986	749	6,56	6,58
5. 7.1987	1029	6,37	5,73
30. 8.1988	810	6,49	6,03
7. 9.1989	770	6,68	6,55
11.10.1990	767	6,78	6,84

над поверхностью Земли). В табл. 2—4 приведены параметры оптимальных Т. п. к п. вплоть до 1991.

В силу того, что при небольшом отступлении от локального минимума энергетич. затраты растут не очень быстро, для практического использования допустимы не только строго оптимальные даты t_c и $t_п$, но и нек-рая их окрестность. В этом

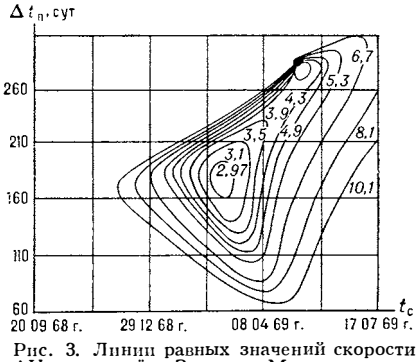


Рис. 3. Линии равных значений скорости ΔV_1 для полёта Земля — Марс в плоскости с координатами t_c и $\Delta t_п$ (t_c — дата старта, $\Delta t_п$ — время полёта). Цифрами около линий указана величина ΔV_1 в км/с; минимум скорости $\Delta V_1 = 2{,}97$ км/с достигнут при $t_c = 10.3.1969$ и $\Delta t_п \approx 180$ сут

смысле говорят о цикле оптимальных перелётов как о множестве допустимых перелётов, близких к локально оптимальным. Для иллюстрации на рис. 3 изображены линии (изолинии) равных значений скорости ΔV_1, необходимой для полёта Земля — Марс, в окрестности оптимальной даты старта $t_c = 10.3.1969$ и $\Delta t_п = 180$ сут. Аналогична картина и при расчёте величины ΔV_1 для полёта к др. планетам. Такие поля изолиний позволяют просто решать ряд задач, имеющих важное прикладное значение, как, напр., определение допустимого диапазона дат старта, для к-рого значение ΔV_1 не превосходит заданного, и определение траектории с миним. энергетич. затратами при заданном времени полёта $\Delta t_п$. Можно в этой же плоскости t_c и $\Delta t_п$ (или t_c и $t_п = t_c + \Delta t_п$) построить линии равных значений любого др. параметра траектории, представляющего спец. интерес. Таким путём можно провести анализ и выбор траектории полёта не только по энергетич. критериям.

Выше были описаны нек-рые характеристики оптимальных траекторий с угловой дальностью полёта, близкой к 180°. Следует заметить, что существуют ещё локально энергетич. оптимальные траектории с угловой дальностью полёта, существенно большей 180°. Эти траектории по энергетич. затратам сравнимы с описанными выше. Однако из-за существенно большего времени полёта $\Delta t_п$ эти траектории не использовались на практике.

Энергетические оценки для перелёта на орбиту ИС планеты назначения. Для оценки энергетич. возможности реализации облётной или пролётной траектории около планеты назначения достаточно определить только значение характеристич. скорости W_1, к-рую необходимо затратить при разгоне КА с промежуточной орбиты ИС планеты старта. Если целью полёта является выведение КА на орбиту ИС планеты назначения, то суммарные энергетич. затраты определяются значением $W = W_1 + W_2$, где W_2 — значение характеристич. скорости, к-рую необходимо иметь для перехода с гиперболич. планетоцентрич. участка Т. п. к п. на орбиту ИС планеты. Минимизация W определяет свои локально оптимальные даты t_c и $t_п$. Значения W_1 и W_2 зависят не только от t_c и $t_п$, но и от параметров промежуточной орбиты ИС планеты старта (назначения). В табл. 5 приведены характеристики для перелёта с круговой промежуточной орбиты ИСЗ (высота ИС над поверхностью Земли $H_з = 200$ км) на круговую орбиту спутника Марса ($H_м = 1000$ км). В табл. 6 приведены аналогичные зависимости для перелёта с орбиты ИСЗ ($H_з = 200$ км) на орбиту ИС Венеры ($H_в = 500$ км).

Из сравнения таблиц видно, что величины t_c, $\Delta t_п$ и $W_1 = W - W_2$ в задачах облёта (пролёта) планеты близки по значению к соответствующим оптимальным величинам для задачи перехода на орбиту ИС планеты. Спец. интерес в табл. 5 и 6 представляет величина W_2, непосредственно связанная с задачей перехода на орбиту ИС планеты.

Использование гравитационного влияния планет для формирования траекторий полёта. Как видно из табл. 1, значение ΔV_1, т. е. в конечном счёте потребные энергетич. затраты, для гомановского перелёта от Земли к планете существенно увеличиваются с удалением орбиты планеты назначения от орбиты Земли (в качестве параметра можно рассмотреть большую полуось орбиты планеты). Стремление уменьшить энергетич. затраты или

Табл. 5.— Характеристики траекторий полёта на орбиту ИС Марса

Дата старта t_c	Время полёта $\Delta t_п$, сут	Характеристические скорости	
		$W = W_1 + W_2$, км/с	W_2, км/с
23.5.1971	205	5,61	2,19
8.8.1973	211	5,85	2,07
28.9.1975	242	6,14	2,06
1.11.1977	270	6,00	2,05
15.11.1979	260	5,96	2,45
7.1.1982	228	6,52	2,79
28.2.1984	208	6,42	2,75
28.4.1986	201	5,79	2,36
12.7.1988	202	5,99	2,08
11.9.1990	230	6,07	2,06

Табл. 6.— Характеристики траекторий полёта на орбиту ИС Венеры

Дата старта t_c	Время полёта $\Delta t_п$, сут	Характеристические скорости	
		$W = W_1 + W_2$, км/с	W_2, км/с
4.9.1970	110	7,69	3,97
17.4.1972	110	7,77	3,75
25.11.1973	113	7,30	3,37
9.6.1975	142	6,88	3,31
11.1.1977	127	7,40	3,84
1.9.1978	111	7,68	3,98
14.4.1980	110	7,78	3,77
23.11.1981	112	7,34	3,38
9.6.1983	143	6,92	3,35
10.1.1985	128	7,38	3,82
29.8.1986	111	7,67	3,98
12.4.1988	110	7,80	3,79
21.11.1989	111	7,37	3,46
10.6.1991	139	6,94	3,30

время полёта $\Delta t_п$ стимулировало исследование вариантов Т. п. к п., в к-рых для достижения планеты назначения используется предварит. пролёт мимо др. планеты с целью направл. изменения гелиоцентрич. скорости движения за счёт гравитац. воздействия планеты на КА (см. *Пертурбационный манёвр*). Используя гравитац. возмущения Венеры при старте в нек-рые циклы оптимальных полётов к Венере, можно осуществить полёт Земля — Венера — Меркурий с энергетич. затратами, близкими по значению к тем, к-рые необходимы только для полёта к Венере. В то же время из табл. 1 видно, что для непосредств. (близкого к гомановскому) полёта Земля — Меркурий необходимо получить значение ΔV_1 примерно в 3 раза больше, чем для полёта к Венере. Используя возмущающее влияние Венеры, можно энергетически экономным путём реализовать представляющие спец. интерес траектории, приближающиеся к Солнцу на расстояние 0,2—0,3 а. е. При этом в нек-рых вариантах целесообразно в окрестности Венеры сообщить КА небольшой дополнит. импульс с помощью РД. Сочетание пертурбац. манёвра и работы РД позволяет расширить диапазон энергетически допустимых дат старта.

Особенно эффективны схемы полёта, в к-рых используется возмущающее воздействие Юпитера. Гравитац. манёвр в сфере действия Юпитера позволяет вывести КА с энергозатратами, близкими к энергозатратам только для полёта к Юпитеру:

на траектории полёта к Солнцу с общим временем полёта около трёх лет (для непосредств. полёта Земля — Солнце потребное значение ΔV_1 примерно

Табл. 7.— Характеристики полёта к дальним планетам с пролётом мимо Юпитера

Маршрут полёта	Годы оптимальных циклов	Скорость на сфере действия Земли, км/с	Время полёта до дальней планеты, годы	Период между оптимальными циклами, годы
Земля — Юпитер — Сатурн	1976—78	12,2—14	3—5	20
Земля — Юпитер — Уран	1978—79	12,7—14	6—9	14
Земля — Юпитер — Нептун	1978—79	12,7—14	8—14	13
Земля — Юпитер — Плутон	1976—77	12,7—14	8—15	13

в 3 раза превосходит ΔV_1 для полёта к Юпитеру);

на траектории, при движении по к-рым КА удаляется на большое расстояние от плоскости орбиты Земли.

Эти варианты представляют большой интерес для исследования межпланетного пространства.

Наиболее эффективен проект полёта КА к дальним планетам с последоват. пролётами ок. Юпитера, Сатурна и др. дальних планет (см. «*Большой тур*»).

Для полётов к неск. планетам циклы оптимальных перелётов повторяются через период T_c^{Σ}, равный общему наименьшему кратному всех взаимных синодич. периодов планет, входящих в маршрут полёта. Так, для «Большого тура» этот период составляет 170—180 лет. Ближайшие циклы оптим. полётов по таким маршрутам приходились на 1976—79.

Существует неск. более простых вариантов полёта к дальним планетам с пролётом мимо Юпитера (ряд вариантов реализован при полёте КА «Вояджер-1, -2», «Пионер-11»). Нек-рые характеристики этих траекторий приведены в табл. 7.

О траекториях полёта экспедиции Земля — Марс — Земля. Разрабатываются проекты осуществления экспедиции на Марс. В одном из вариантов предполагается, что межпланетный КК будет собран из блоков на орбите ИСЗ. С помощью ЯРД или к.-л. др. типа РД собранный КК выводится на траекторию полёта к Марсу. При сближении с Марсом КК переходит на орбиту ИС Марса. Затем посадочная ступень с экипажем отделяется от КК и с помощью реактивного торможения и торможения в атмосфере Марса осуществляет мягкую посадку на его поверхность, а по завершении исследований на поверхности Марса возвращает экипаж к осн. КК на орбите ИС Марса. После старта с орбиты ИС Марса КК выводится на траекторию полёта к Земле. Энергетич. затраты, связанные с выведением КК на орбиту ИСЗ, осуществлением мягкой посадки на Марс с орбиты ИС Марса и возвращением на орбиту ИС Марса, практически не зависят от осн. дат осуществления экспедиции: даты старта с Земли t_c, даты перехода на орбиту ИС Марса $t_п$, даты старта с орбиты ИС Марса $t_{с.м}$ для полёта к Земле (или $\Delta t_п = t_п - t_c$, $\Delta t_{ож} = t_{с.м} - t_п$) и даты достижения Земли $t_{п.з}$. От этих параметров существенно зависят характеристич. скорости, потребные для старта с орбиты ИСЗ (W_1), для перехода на орбиту ИС Марса (W_2) и для старта с этой орбиты (W_3). Если принимать во внимание только энергетич. затраты, то оптимальными оказываются даты, к-рые близки к указанным выше при рассмотрении гомановских перелётов. При этом суммарное время экспедиции $t_{п.з} - t_c$ составляет примерно 3 года.

Однако сокращение времени экспедиции очень существенно для полёта КК с экипажем. В связи с этим большой интерес представляют траектории полёта Земля — Марс — Земля с суммарным временем полёта 500—600 сут, к-рые являются также локально оптимальными. Необходимые энергетич. затраты для таких «ускоренных» вариантов полёта больше, чем для вариантов, близких к гомановским перелётам. Для таких траекторий значение суммарной характеристич. скорости также различно для разных оптимальных циклов и изменяется периодически с периодом великого противостояния Марса. Следует отметить, что для «худших» циклов, т. е. циклов с большими энергетич. затратами, и скорость сближения КА с Землёй оказывается большей. Спец. интерес с точки зрения улучшения характеристик полёта Земля — Марс — Земля представляют схемы, в к-рых или до достижения Марса, или при возвращении к Земле

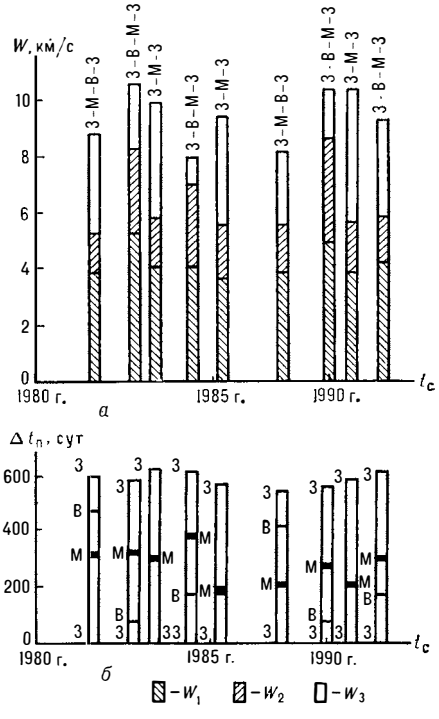


Рис. 4. Энергетические и временные характеристики полётов Земля — Марс — Земля, Земля — Марс — Венера — Земля, Земля — Венера — Марс — Земля в 1980—92: *а* — составляющие характеристической скорости W — (W_1 — для старта с круговой промежуточной орбиты ИСЗ высотой 200 км, W_2 для перехода на орбиту ИС Марса с высотой перицентра 1000 км и высотой апоцентра 20 000 км, W_3 — для старта к Земле с той же орбиты ИС Марса); *б* — составляющие суммарного времени полёта $\Delta t_п$ (высота столбика ЗМ, МВ, ВМ, ВЗ характеризует соответственно время полёта Земля — Марс, Марс — Венера, Венера — Марс, Венера — Земля; тёмными столбиками отмечено время ожидания КА около Марса)

осуществляется пролёт ок. Венеры с целью использования гравитац. возмущений для формирования последующей траектории. Нек-рые данные для локально оптимальных «ускоренных» перелётов Земля — Марс — Земля, Земля — Венера — Марс — Земля, Земля — Марс — Венера — Земля приведены на рис. 4. В случае пролёта мимо Венеры по рис. 4, *б* можно оценить и время полётов Земля — Венера и Венера — Земля.

Т. п. к п. при использовании двигателей с высоким уд. импульсом при малой тяге. Увеличение полезного груза или (и) сокращение времени полёта к планетам можно будет получить после создания КА с ЭРД, обладающим высоким уд. импульсом (см. *Электрический ракетный двигатель*). Отличит. особенностью ЭРД является их малая тяга (предполагаемые ускорения 0,2—10 мм/с^2). В этом случае активный участок траектории должен занимать значит. часть Т. п. к п. В связи с этим возникает ряд спец. задач о выборе оптимальных траекторий полёта и об управлении таким аппаратом для реализации траектории. С помощью ЭРД время полёта к дальним планетам может быть сокращено до 3—5 лет, а полёты могут производиться ежегодно. Такие КА, в частности, могут быть выведены на орбиты ИС Меркурия и ИС дальних планет. *М. Л. Лидов, Ц. В. Соловьёв.*

ТРАЕКТО́РИЯ (от позднелат. trajectorius — относящийся к перемещению)— непрерывная линия, к-рую описывает точка (напр., центр масс КА) при своём движении. Т. полёта КА обычно включает *пассивные участки* и *активные участки*. Для определения Т. КА и прогнозирования его движения проводят *траекторные измерения*. Заданная Т. полёта КА обеспечивается системой *управления движением* центра масс КА. См. также *Орбита*.

ТРАЕКТО́РНЫЕ ИЗМЕРЕ́НИЯ — измерения параметров движения КА (координат и скоростей), выполняемые наземными устройствами командно-измерительного комплекса (обычно радиотехническими станциями командно-измерительных пунктов, см. *Радиоконтроль орбиты*) или автономными бортовыми средствами с целью определения траектории и прогнозирования движения КА. Для Т. и. могут использоваться оптич., светолокационные и ТВ устройства. Применение оптич. локаторов (на основе оптич. квантовых генераторов) снижает ошибку в определении угловых координат и дальности КА. Недостаток — зависимость результатов локации от метеоусловий. Т. и. отд. командно-измерит. пунктов передаются в *баллистический центр*. Для повышения точности определения траекторий производят многократные Т. и. и применяют статистич. методы их обработки. Т. и. необходимы для оперативного управления полётом КА. Измерение, регистрация, передача и математич. обработка информации Т. и. полностью автоматизированы.

ТРАНСПИРАЦИО́ННАЯ ВЛА́ГА — жидкость, выделяемая высшими растениями в процессе их жизнедеятельности в атмосферу, например *оранжереи космической*. Осн. органы транспирации — листья высших растений. Кол-во Т. в. зависит от анатомич. строения и биохим. особенностей разных видов растений с учётом факторов окружающей среды. У растений одного и того же вида кол-во Т. в. увеличивается пропорционально

площади поверхности листьев, а также при создании оптим. температурных условий, повышении влажности почвы и мощности лучистого потока. При выращивании овощных растений за сутки с 1 м² посевной площади можно получить от 1,5 до 10 л Т. в. По хим. составу Т. в. является достаточно чистой, хотя может иметь слабый запах; общее кол-во органич. примесей — менее 10 мг/л. Однако в состав Т. в. могут включаться летучие вещества, выделяемые конструкц. материалами и покрытием оранжереи. При длит. полётах КА Т. в.— один из осн. источников пополнения запасов воды; её можно использовать для гигиенич. нужд космонавтов, а также (после *регенерации воды* и её обогащения) для питья и приготовления пищи. Кол-во воды в г, израсходованное растением на накопление 1 г сухого вещества, наз. транспирационным коэффициентом.

ТРАНСПИРАЦИО́ННОЕ ОХЛАЖДЕ́НИЕ, пористое охлаждение — охлаждение конструкции, омываемой горячим потоком газа или плазмы, путём пропускания охладителя (жидкости, пара, газа) через имеющиеся в конструкции многочисленные мелкие отверстия (их получают перфорацией материала или применением пористых элементов). Действие Т. о. основано на создании защитного слоя на поверхности нагрева, и в этом отношении Т. о. не отличается от *завесного охлаждения*. В числе трудностей, связанных с реализацией Т. о.,— создание пористых элементов, обладающих строго заданной, равномерной пропускной способностью и высокой прочностью при малой массе. Охладитель не должен разлагаться с выделением вещества, забивающего поры. Т. о. находит огранич. применение в ЭРД, камерах ЖРД и считается перспективным применительно к будущим ЖРД, ЯРД и спускаемым аппаратам, рассчитываемым на чрезвычайно сильное тепловое воздействие. Исследуется также возможность использования Т. о. на наиболее теплонапряж. участках камер РДТТ.

ТРАНСПОРТИРО́ВКА РАКЕ́ТЫ — перевозка на близкие и дальние расстояния собранной РН или её отдельных частей: ступеней, двигателей, баков, приборных отсеков и т. д. Особенности ракеты как объекта транспортировки: большие масса (особенно для РН с РДТТ) и габариты, огранич. способность корпуса РН воспринимать внеш. (статич. и ударные) нагрузки и изгибающие моменты, наличие на борту РН чувствит. к толчкам аппаратуры. Совр. РН достигают дл. 100 м, диам. 10 м и более, стартовая масса нек-рых РН и их ступеней — сотни тонн. Жидкостные РН и их ступени перевозятся незаправленными, твердотопливные — снаряжёнными; в последнем случае деление РДТТ на отд. элементы-секции вызвано огранич. возможностями транспортного, а также подъёмно-перегрузочного оборудования.

Т. р. осуществляется по дорогам с твёрдым покрытием, по ж. д., по воздуху и по воде. Т. р. по дорогам с твёрдым покрытием — один из наиболее распространённых способов перевозки собранных ракет и их частей на близкие расстояния, в основном в пределах космодрома. В этом случае РН транспортируется на спец. прицепах, полуприцепах, грунтовых тележках, платформах, гусеничных и колёсных транспортёрах, причём на транспортируемый объект не накладываются большие ограничения по массе и габаритам. Однако Т. р. на дальние расстояния по существующей сети шоссейных дорог связана с ограничениями транспортируемого объекта по массе и габаритам (обычно его масса не должна превышать 45 т, а поперечные размеры 4 м). При проектировании грунтовых транспортёров для перевозки РН и их ступеней приходится решать сложные задачи: трансп. средства должны иметь большие размеры и грузоподъёмность и в то же время быть устойчивыми и манёвренными. Эти обстоятельства потребовали создания новых схемных и конструктивных решений трансп. агрегатов. Широкое распространение получила активизация осей большегрузных тягачей, прицепов и полуприцепов, т. е. применение колёс с индивидуальным электрич. или гидравлич. приводом (т. н. мотор-колесо). При этом более эффективно используется мощность двигателя. Активизация осей позволяет значительно повысить проходимость, т. к. все колёса транспортёра ведущие, а отсутствие карданного вала и дифференциала даёт возможность максимально увеличить дорожный просвет. Для улучшения манёвренности автопоездов конструкции заднего колёсного хода выполняются с управляемыми колёсами. Такие трансп. агрегаты требуют меньшей ширины дороги на повороте. Грузоподъёмность колёсных агрегатов зависит от допустимой нагрузки на одну ось; на асфальтовых и бетонных дорогах эта нагрузка обычно не превышает 0,1 МН. Число колёс выбирают исходя из допустимой нагрузки на шину и получения требуемого уд. давления на грунт; это давление для обеспечения хорошей проходимости не должно превышать 0,1—0,2 МПа. В конструкциях транспортёров для перевозки ракет применяются и гусеничные движители. Они обеспечивают меньшее уд. давление на грунт, меньший миним. радиус поворота, лучшее сцепление с грунтом.

При Т. р. по ж. д. используются обычные и спец. ж.-д. вагоны, контейнеры (см. *Железнодорожный контейнер*), платформы, тележки, *транспортно-установочные агрегаты* и т. п. При ж.-д. Т. р., особенно на дальние расстояния, возможен выход РН из строя в результате длит. воздействия на неё толчков, ударов и вибрации. Для защиты РН от этих воздействий применяют амортизаторы разл. конструкций, в т. ч. и выполненные в виде надувных подушек (плоской, цилиндрич., тороидальной и др. форм); амортизаторы преобразуют ударные нагрузки, возникающие при толчках и вибрациях, в небольшое контактное давление, равномерно распределяющееся по поверхности корпуса РН. Для защиты транспортируемых РН от осевых перегрузок, наряду с амортизаторами транспортных опор, в механизмы автосцепок вагонов встраивают спец. амортизирующие устройства.

Средства возд. транспортировки — трансп. самолёты (спец. приспособленные для перевозки КА, ступеней РН) и вертолёты. Недостаток возд. Т. р.: ограничения по массе и особенно по габаритам транспортируемых элементов РН, если они размещаются внутри фюзеляжа. Иногда для погрузки ступени РН в самолёт производят разъём фюзеляжа на 2 части по длине, к-рые после погрузки скрепляются.

Т. р. и ступеней РН по воде осуществляется на баржах и судах. Осн. достоинство транспортировки по воде — наименьшие ограничения по габаритам и массе транспортируемых РН. Гл. ограничивающий фактор — недостаточная грузоподъёмность подъёмно-перегрузочного оборудования портов. По воде транспортируют ступени РН массой до 450 т, диам. корпуса более 10 м и дл. св. 50 м. Как правило, ступени РН закрепляются на палубе баржи на трансп. тележке в спец. ангаре. Выгрузку ступеней производят методом перекатывания с помощью тягача или лебёдок с электроприводами. Погрузка ступеней на баржи и суда может производиться с помощью кранов.

Крепление РН и её частей в горизонтальном положении на несущих металлоконструкциях грунтовых трансп. агрегатов, ж.-д. вагонов, самолётов, судов, барж, на стрелах транспортно-установочных агрегатов осуществляется с помощью запирающих механизмов и устройств в виде опор, ложементов, кареток, захватов, стяжек, приводов и т. п., применение к-рых определяется конструкцией РН, расположением её силовых поясов, значениями допустимых нагрузок на эти пояса. Наиболее простой и надёжной является транспортировка РН на двух опорах; одна из них (чаще передняя) предназначена для восприятия радиальных (поперечных) нагрузок, а другая — осевых (продольных) и радиальных, причём её конструкция позволяет РН поворачиваться относительно поперечной оси в вертик. плоскости. При такой схеме сохраняется нач. положение оси РН, т. е. на её корпус практически не передаются изгибные деформации несущей металлоконструкции трансп. средства. По той же причине 2 опоры оптимальны и для операции установки РН в вертик. положение на ПУ, если подъём РН осуществляется стрелой установщика или с использованием *транспортно-установочной тележки*. Если нельзя обойтись двумя опорами для уменьшения прогиба РН от собств. веса, вводят дополнит. среднюю поддерживающую опору, к-рая исключает недопустимый прогиб от собств. веса. Иногда ставят 2 такие опоры. Нередко вводят и боковые опоры для увеличения устойчивости РН на трансп. средстве при действии боковых нагрузок. Иногда на торцах РН крепят транспортно-перегрузочные фермы, облегчающие перегрузку и позволяющие закрепить ступень при транспортировке. Перед сборкой РН эти фермы снимаются. См. вкл. XLI.

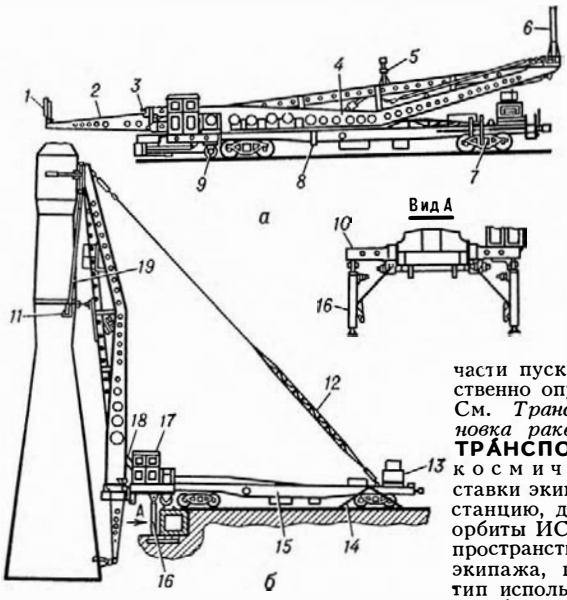
Г. К. Кочанов.

ТРА́НСПОРТНО-УСТАНО́ВОЧНАЯ ТЕЛЕ́ЖКА — передвижной агрегат для транспортировки и последующей (совместно с *установщиком*) установки (или снятия) РН на ПУ. Осуществляет *транспортировку ракеты* по ж. д. или дорогам с твёрдым покрытием от *технической позиции* до *стартовой позиции*. Применяются 2 способа установки: 1) Т.-у. т. вместе с РН закатывают на подъёмную стрелу стационарного установщика, закрепляют и поднимают стрелу с Т.-у. т. с РН в вертик. положение; 2) Т.-у. т. с РН шарнирно стыкуют с ПУ и поднимают в вертик. положение с помощью портального установщика. Осн. элементы Т.-у. т.: рама, ходовая часть с тормозной системой, запирающий механизм для крепления РН, устройства для крепления Т.-у. т. к установщику или ПУ. См. *Установка ракеты*.

ТРА́НСПОРТНО-УСТАНО́ВОЧНЫЙ АГРЕГА́Т (ТУА) — передвижной *установщик* для транспортировки и установки (или снятия) РН с КА на ПУ. Выполняется в прицепном или самоходном вариантах; транспортировка РН с КА может производиться в горизонтальном или вер-

тик. положениях по ж. д. и дорогам с твёрдым покрытием с технич. позиции на стартовую. В первом случае применяют ТУА в виде ж.-д. установщика лафетного типа (напр., в *стартовом комплексе* РН «Восток»), во втором — используют гусеничный транспортёр (напр., в стартовом комплексе РН «Сатурн-5»).

На рис. изображён ж.-д. ТУА лафетного типа для РН «Восток». Запирающий механизм стрелы состоит из трёх радиальных опор, штыревого фиксатора, двух продольных тяг и привода. Задняя опора — *ложемент*, состоящий из двух колодок, в каждую из к-рых встроены штыревые фиксаторы, входящие в соответств. пазы РН и воспринимающие нагрузки при транспортировке. Передняя опора включает ложемент и захват клещевого типа (с дистанц. приводом). Ср. опора является поддерживающей и передаёт на РН при горизонтальном и наклонном её положениях определ. усилие, не позволяющее РН прогнуться под действием собств. веса. Тяги служат для восприятия продольных нагрузок (веса РН) при подъёме её в вертик. положение. При этом штыревые фиксаторы не работают; перед началом подъёма они отводятся и освобождают РН. Установка РН «Восток» на ПУ заглублённого типа происходит в следующем порядке. ТУА с РН буксируют с технич. на стартовую позицию тепловозами со скоростью до 20 км/ч. На расстоянии 10—20 м от ПУ тепловозы отцепляют, и ТУА движется далее как самоходный агрегат со скоростью ~ 3 м/мин, позволяющей исключить соударение его с элементами ПУ и с достаточной точностью остановить ТУА в заданном положении. После закрепления ТУА на стартовой позиции и подъёма стрелы с РН в вертик. положение производят ориентацию РН относительно ПУ и её предварит. вертикализацию. Для этого используют опорные домкраты ТУА и стяжки, крепящие его к закладным элементам стартовой позиции. Передачу РН на ПУ осуществляют ходом приёмных элементов опорных ферм ПУ и опусканием всего ТУА с РН домкратами опорного устройства. Затем РН освобождают от стрелы ТУА дистанц. разведением захватов передней опоры и отведением тяг. Нижняя часть стрелы У. после подъёма в вертик. положение оказывается опущенной (на неск. м) в зазор между стенкой проёма *пускового сооружения* и РН. Чтобы опустить стрелу без РН и отвести ТУА от ПУ, в конструкцию введено шарнирное соединение ниж. части стрелы (консоли), к-рое при транспортировке и установке РН заперто спец. устройством и освобождается перед опусканием стрелы, что делает возможным поворот консоли. Подобная конструкция позволяет вывести консоль стрелы из заглублённой части пускового сооружения, беспрепятственно опустить стрелу и отвести ТУА. См. *Транспортировка ракеты*, *Установка ракеты*.

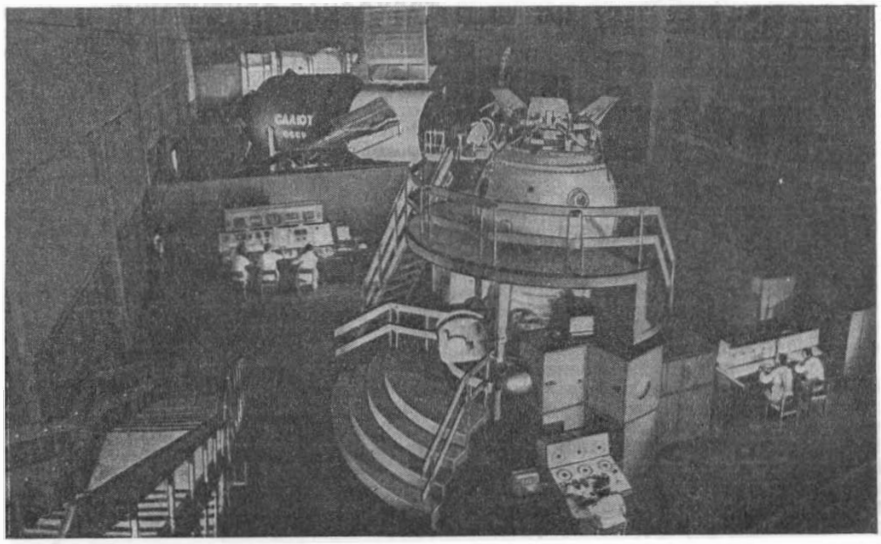


Установщик лафетного типа: *а* — общий вид; *б* — схема; *1* — нижний ложемент; *2* — откидная консоль стрелы; *3* — замок консоли; *4* — стрела; *5* — тарированная опора; *6* — верхний захват; *7* — ходовая тележка; *8* — кабельная катушка; *9* — механизм доводки; *10* — «крыло» рамы; *11* — серьга подвески; *12* — оттяжное устройство; *13* — насосная установка; *14* — стяжка крепления; *15* — рама; *16* — гидроопора; *17* — кабина управления; *18* — гидроцилиндр подъёма стрелы; *19*—штанга подвески

ТРА́НСПОРТНЫЙ КОРА́БЛЬ (ТК) к о с м и ч е с к и й — аппарат для доставки экипажа и грузов на орбитальную станцию, для выведения КА и грузов на орбиты ИСЗ или в заданный р-н космич. пространства, а также для возвращения экипажа, грузов, КА на Землю. Осн. тип используемых и создаваемых ТК — корабли, предназнач. для осуществления транеп. операций между Землёй и близкими околоземными орбитами. ТК может быть автоматич. или пилотируемым (см. *Космический корабль*); многоцелевым или для проведения однотипных трансп. операций; одноразового или многоразового использования. Роль ТК одноразового использования выполняют КК «*Союз*», «*Союз Т*» и КА «*Прогресс*», входящие в состав космич. средств обслуживания орбитальной станции «*Салют*». В комплексе средств обслуживания амер. орбитальной станции «*Скайлэб*» для доставки и смены экипажей использовались модифицированные одноразовые КК «*Аполлон*». Примером многоцелевого ТК многоразового использования является КК «*Спейс шаттл*». ТК, как правило, имеют в своём составе ДУ для проведения манёвров в космосе, системы и средства, обеспечивающие сближение, стыковку и переход космонавтов из ТК в др. КА; в ряде случаев — оборудование для проведения погрузочно-разгрузочных и монтажных работ; средства для выхода и работы космонавтов в открытом космосе. Возможно использование ТК в качестве корабля-спасателя, совершающего полёт с целью доставки грузов или для спасения экипажа КК, терпящего бедствие. Кроме ТК, используемых для осуществления полётов (рейсов) между Землёй и орбитальными станциями или между КА, находящимися на разных орбитах, имеются проекты сложных космич. трансп. систем, напр. проект системы, предназнач. для осуществления трансп. операций между Землёй и Луной. В этой системе возможно применение неск. типов ТК разл. назначения: для перелётов между Землёй и околоземной орбит. станцией, для организации сообщений между орбитами ИСЗ и ИСЛ, для перелётов между Луной и орбитой ИСЛ. Каждый из этих ТК имеет свою специфику построения, определяемую особенностями его использования: напр., ТК первого звена системы (Земля — орбита ИСЗ) при спуске с орбиты должны проходить через атмосферу Земли с гашением скорости за счёт аэродинамич. торможения, ТК, совершающий посадку на Луну, должен иметь ТДУ, лунное посадочное устройство и др. Для осуществления трансп. операций между Землёй и Луной наиболее вероятно применение многоразовых ТК.

ТРЕНАЖЁР (от англ. train — тренировать, обучать) в к о с м о н а в т и к е — устройство для приобретения рабочих навыков или тренировки космонавтов, когда в реальных условиях они невозможны, затруднены или экономически невыгодны. Т. для космонавтов бывают наземные и бортовые. Напр., для отработки

Зал тренажёров в Центре подготовки космонавтов им. Ю. А. Гагарина



операций по стыковке КК с КК или орбитальной станцией в полёте применяются наземные Т., а для перехода космонавта из одного космич. корабля в другой (во время полёта по параболе Кеплера)— бортовые Т. в фюзеляже самолёта. Существуют также разл. наземные Т. для приобретения навыков в управлении КК при посадке, контроля за работой разл. бортовых систем и т. д.

По принципу крепления (закреплены неподвижно или могут перемещаться) Т. делятся на статические и динамические. Кроме того, по назначению различают 3 группы Т.: для ознакомления космонавтов с работой осн. систем КК; для изучения задач, к-рые космонавту предстоит решать в космосе, и накопления опыта для их выполнения; имитаторы полёта, на к-рых экипаж КК тренируется в выполнении всего комплекса заданий, рассчитанных на полёт. Т., относящиеся к третьей группе, — статич. устройства, по существу представляющие собой макеты КК, точно дублирующие внутр. устройство натурных КК. В них воспроизводят шумы, к-рыми сопровождается запуск РН, воссоздают кинопроекторами и системами зеркал виды Земли и Луны, звёздного неба и их изменение при движении КК по своей орбите. Приборы на панели управления дают необходимую информацию космонавтам.

На борту КК также имеется Т., к-рый служит для поддержания в космич. полёте навыков космонавта в ориентировке, навигац. расчётах, управлении кораблём, необходимых лишь в определ. моменты полёта (при коррекции траектории полёта, стыковке на орбите, посадке на др. небесные тела и т. д.).

Г. А. Назаров.

ТРЕ́НИЕ в космосе — взаимодействие твёрдых соприкасающихся тел в механизмах КА, препятствующее перемещению одного тела относительно другого. Т. в космосе имеет ряд особенностей в связи с отличием условий космич. пространства от земных (вакуум, радиац. воздействие и пр.). Т. в космосе являлось причиной отказов узлов трения при полётах первых КА, приводило к прочному сцеплению двух поверхностей и разрушению трущихся деталей. Условия функционирования КА не позволяют использовать обычные жидкие смазки, т. к. они под влиянием атомарного и ионизированного газа и радиац. воздействия изменяют свои характеристики, отдельные ингредиенты в вакууме испаряются, состав смазки ухудшается, возрастает коэф. трения и выделяется теплота, не отводящаяся от узлов трения конвективным путём (из-за отсутствия газовой среды). Перегрев узла ведёт к заеданию деталей. При Т. в вакууме не происходит также регенерации окисных и адсорбированных газовых плёнок, предотвращающих непосредств. контакт металлич. поверхностей. В неметаллич. па́рах трения могут происходить испарение материалов или их отд. составляющих и деструкция. Поэтому в опорах скольжения и качения механизмов КА применяются твёрдые смазки и смазывающие материалы, обеспечивающие надёжную работу узлов в космосе (дисульфид молибдена, графит, селениды и др.).

ТРЕНИРО́ВКА ВЫСО́ТНАЯ — комплекс мероприятий, направленных на повышение устойчивости организма к *гипоксии*. Экстремальные воздействия факторов космич. полёта нередко сопряжены с возникающими гипоксич. состояниями. Эмоциональное напряжение, само по себе сопровождающееся резким увеличением частоты дыхания и сердечных сокращений, может в отд. случаях обусловить (в результате гипервентиляции) недостаточность содержания углекислого газа и сахара в крови, а также недостаточность утилизации кислорода тканями организма, в первую очередь тканями головного мозга. Т. в. обычно проводится в *барокамерах*, однако она более эффективна в условиях высокогорья. Пребывание в горах, где тренировка производится по определ. программе (ступенчато) в сочетании с физ. нагрузкой и рациональным питанием, обеспечивает стойкое приспособление организма к разл. комплексно действующим факторам среды.

ТРЕ́ТЬЯ КОСМИ́ЧЕСКАЯ СКО́РОСТЬ — наименьшая начальная скорость, при к-рой КА, начиная движение вблизи поверхности планеты или др. тела Солнечной системы, преодолевает его притяжение, затем притяжение Солнца и покидает Солнечную систему. У поверхности Земли Т. к. с. ~16,7 км/с.

ТРЁХКОМПОНЕ́НТНОЕ РАКЕ́ТНОЕ ТО́ПЛИВО — *многокомпонентное ракетное топливо*, состоящее из трёх компонентов, раздельно вводимых в камеру сгорания. Может обеспечить наибольший для ЖРД *удельный импульс тяги*. Напр., топлива из фтора — водорода — лития или кислорода — водорода — бериллия, согласно расчётам, позволяют достичь уд. импульс, близкий к максимально возможному для хим. ракетных топлив (~5500 м/с). Однако значит. трудность представляет преодоление потерь, вызываемых весьма высоким содержанием конденсированной фазы в продуктах сгорания этих топлив. Топливо кислород — водород — бериллий может использоваться и как двухкомпонентное, если бериллий заранее диспергируется в жидком водороде, образуя суспензию или коллоидный раствор. Это топливо для ЖРД предложено В. П. *Глушко* в 1930. Им же было предложено Т. р. т., в к-ром к обычному двухкомпонентному топливу добавляется тяжёлый третий компонент (ртуть, органич. соединения ртути и др.). Несмотря на снижение уд. импульса, эффективность такого топлива существенно возрастает для 1-й ступени ракеты. Высокая токсичность и дефицитность тяжёлых компонентов препятствует применению таких топлив.

ТРЁХО́СНАЯ ОРИЕНТА́ЦИЯ — режим управления ориентацией, при к-ром все три оси триэдра, жёстко связанного с корпусом КА, удерживаются вблизи заданных *осей ориентации*. При Т. о., в отличие от одноосной, угловое положение КА полностью задано. Т. о. является необходимой при мн. исследованиях астрономич. характера, фотографировании поверхности Земли, при ряде манёвров, перед управляемым спуском КА на планету и т. п.

ТРИАНГУЛЯ́ЦИЯ КОСМИ́ЧЕСКАЯ (от лат. triangulum — треугольник) — метод осуществления геодезических связей между пунктами на земной поверхности путём одновременных наблюдений из этих пунктов Луны, высотных баллонов с источником света или ИСЗ (см. *Спутниковая геодезия*).

ТРИФТОРИ́Д АЗО́ТА, трёхфтористый азот NF_3 — один из фторидов азота; низкокипящий *фторный окислитель* для ЖРД. В сжиженном состоянии светло-зелёная жидкость без запаха. Плотн. 1532 кг/м³ (при —129 °С), $t_{пл} \approx$ — 208,5 °С, $t_{кип} \approx$ —129 °С. Весьма ядовит, взрывобезопасен. В отличие от большинства нитросоединений, к-рые легко разлагаются, Т. а. достаточно устойчив к механич., термич. и хим. воздействиям. Коррозионно малоактивен. Окислит. способность проявляется при высоких темп-рах. Получают электролизом дифторида аммония или фторированием азотсодержащих веществ. Исследовался как окислитель для ЖРД, однако применения не получил.

ТРИФТОРИ́Д ХЛО́РА, трёхфтористый хлор ClF_3 — один из фторидов хлора; низкокипящий *фторный окислитель* для ЖРД. Зеленовато-жёлтая жидкость со специфич. запахом, напоминающим запах горчицы. Плотность 1855 кг/м³ (при 10 °С), $t_{пл} \approx$ $\approx$ —76 °С, $t_{кип} \approx$ 12 °С. Очень токсичен. Хим. активность Т. х. достаточно высока. Взрывоопасен, пожароопасен (воспламеняется при контакте со всеми органич. материалами). Совместим со мн. конструкц. металлич. материалами (медь, алюминий, свинец), прошедшими пассивацию. Получают Т. х. взаимодействием фтора и хлора при нагревании до 200—250 °С. Как окислитель для ЖРД находится на стадии исследования. Применение сдерживается высокой токсичностью и взрывоопасностью.

ТРИЭТИЛАМИ́Н $(C_2H_5)_3N$ — третичный алифатический *амин*; высококипящее горючее для ЖРД. Бесцветная летучая жидкость с запахом аммиака. Плотн. 729 кг/м³ (при 15 °С), $t_{пл} \approx$ —115 °С, $t_{кип} \approx$ 88 °С. Токсичен, термически стабилен, при подогреве на воздухе самовоспламеняется. Легко окисляется кислородом и др. окислителями, особенно на свету. Совместим с нержавеющими сталями, алюминием и его сплавами. Получают при взаимодействии этилового спирта с аммиаком в присутствии катализаторов. В ракетной технике применялся как составная часть горючего «*Тонка-250*» для обеспечения хороших пусковых свойств. Т. с азотной кислотой образует *самовоспламеняющееся ракетное топливо*.

ТРОПОСФЕ́РА — нижний слой атмосферы Земли, где возникают основные явления погоды. Т. характеризуется более или менее регулярным падением темп-ры с высотой (в ср. 6,5 °С на 1 км). На выс. 10—12 км в высоких и ср. широтах и на выс. 15—18 км в тропиках это падение прекращается и далее в *стратосфере* темп-ра остаётся приблизительно постоянной.

Благодаря неравномерности разогрева земной поверхности возникают неоднородности атмосферного давления, вызывающие появление ветров. Общая циркуляция в Т., возникающая из-за разности темп-р между экватором и полюсами, благодаря действию силы Кориолиса и закона сохранения кинетич. момента разбивается на более или менее стационарные системы ветров. В полярных широтах преобладают восточные ветры, в ср.— западные, вблизи тропиков — снова восточные (пассаты). Ср. зональная компонента скорости ветров составляет ~10 м/с, ср. меридиональная (по энергии) — неск. м/с. Неустойчивость этих ветровых систем приводит к образованию циклонов и антициклонов. Развивающаяся дальнейшая неустойчивость вызывает в результате мелкомасштабную турбулентность, что проявляется в случайных колебаниях темп-ры, влияющих на *распространение радиоволн* в атмосфере и скорость ветра. В Т. содержится почти всё кол-во водяного пара атмосфе-

ры, образуются облака и формируются все виды осадков.

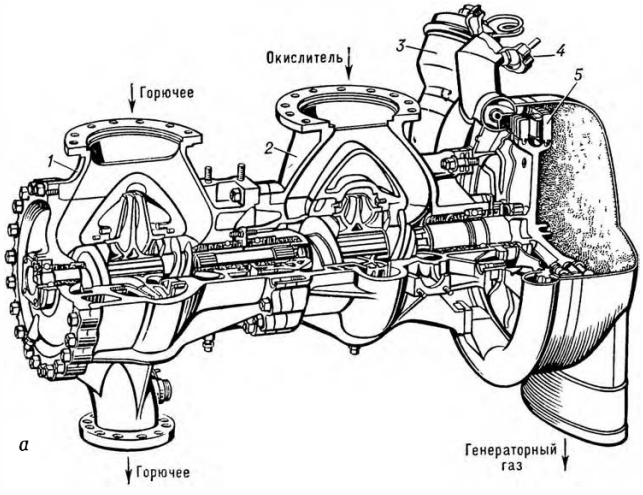
ТРУ́ЛИ (Truly) Ричард (р. 1937) — космонавт США, капитан 1-го ранга ВМС. В 1959 окончил Технологич. ин-т Джорджии, получив степень бакалавра наук по авиац. технике. После окончания школы по подготовке пилотов для аэрокосмич. исследований на базе ВВС Эдуардс (шт. Калифорния) был назначен инструктором в этой же школе. С 1969 в группе космонавтов НАСА. Был членом экипажа обеспечения и связи во всех трёх экспедициях на орбит. станцию «Скайлэб» и при полёте космонавтов по программе *ЭПАС*. 12—14 нояб. 1981 совм. с Дж. *Энглом* совершил второй испытат. полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Колумбия») в качестве второго пилота. Полёт продолжался 2 сут 6 ч 13 мин 10 с. 30 авг.— 5 сент. 1983 совм. с Д. *Бранденстайном*, Д. *Гарднером*, Г. *Блуфордом*, У. *Торнтоном* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Челленджер») в качестве командира. Полёт продолжался 6 сут 1 ч 8 мин 42 с. За 2 рейса в космос налетал 8 сут 7 ч 21 мин 52 с. Награждён золотой медалью НАСА «За исключительные заслуги», удостоен награды «За высшее достижение» Центра пилотируемых полётов им. Л. Джонсона.

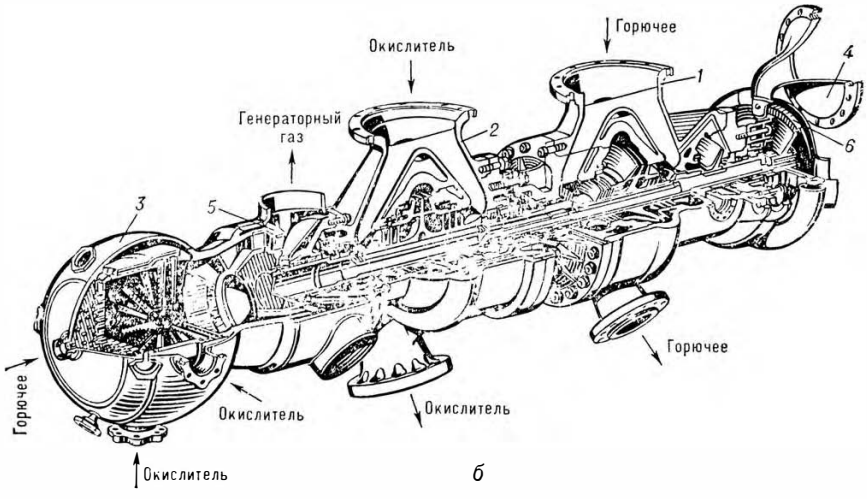
ТУРБОНАСО́СНЫЙ АГРЕГА́Т (ТНА) — используется в ДУ с *жидкостным ракетным двигателем* для подачи топлива; включает топливные насосы (насос) и приводящую их турбину. В ЖРД, используемых в космонавтике, наиболее распространены одновальные ТНА (см. рис.), содержащие два насоса (окислителя и горючего) и турбину, к-рые расположены соосно и вращаются с одинаковой частотой. Вал такого ТНА состоит обычно из двух частей, причём турбина устанавливается вместе с одним из насосов. Крутящий момент между частями вала передаётся через промежуточный короткий гибкий вал — шлицевую рессору. Применяются также многовальные (редукторные) ТНА с агрегатами, размещёнными на валах, которые вращаются с разной частотой; крутящий момент между ними передаётся через шестерёнчатый редуктор. Выбором оптимальных частот вращения достигаются высокие характеристики отдельных агрегатов, однако конструкция ТНА усложняется. Кроме того, в многовальных ТНА должна предусматриваться система смазки и охлаждения редуктора, введение к-рой может заметно усложнить ЖРД и ухудшить его массовые характеристики. В связи с трудностью создания компактных и лёгких редукторов они нашли в мощных ТНА лишь огранич. применение (в конструкциях конца 50-х — нач. 60-х гг.). В ЖРД, работающих на кислородно-водородном топливе, компоненты к-рого значительно различаются по плотности (и, следовательно, оптимальные частоты вращения насосов окислителя и горючего существенно различны), предусматриваются редукторные ТНА либо (при большой мощности агрегатов) раздельные одновальные ТНА окислителя и горючего, выполненные по схеме насос — турбина.

С целью предотвращения *кавитации* насосов осн. ТНА, питающего камеру ЖРД, в ДУ могут предусматриваться дополнительно бустерные (т. е. вспомогат.) ТНА. Их устанавливают как непосредственно перед осн. ТНА (тогда они являются частью конструкции ЖРД), так и под топливными баками (бустерные насосы могут размещаться в самих баках). Все бустерные ТНА выполнены по схеме насос — турбина.

Р. Трули

М. Н. Тухачевский





Турбонасосные агрегаты с осецентробежными насосами и осевыми газовыми турбинами: *а* — одновальный агрегат ЖРД РД-111; *б* — одновальный агрегат ЖРД с дожиганием; *1*, *2* — насосы; *3* — газогенератор; *4* — фланец для установки порохового стартёра; *5* — турбина; *6* — пусковая турбина

В ТНА применяются лопаточные насосы, в к-рых механич. энергия на валу вращающегося лопаточного колеса (крыльчатки) преобразуется в энергию давления жидкости на выходе из насоса. Процесс преобразования энергии включает ускорение потока жидкости в каналах, образованных лопатками центробежного, осевого или диагонального колеса, и последующее замедление потока в неподвижной части насоса (статоре). Почти все насосы, использующиеся в системах подачи топлива совр. ДУ, относятся к т. н. осерадиальным. Они содержат центробежное или диагональное колесо с установленным непосредственно перед ним, на том же валу, осевым колесом (напр., *шнеком*). В сочетании друг с другом колёса образуют осерадиальное колесо, к-рое можно изготовлять как одно целое. В соответствии с типом сочетаемых колёс осерадиальный насос может быть осецентробежным (в т. ч. шнекоцентробежным) и оседиагональным (в т. ч. шнекодиагональным). Чаще всего в ТНА применяются шнекоцентробежные насосы. Они выполняются с одно- и двусторонним входом жидкости в рабочие колёса (обычно — закрытого типа), одно- и многоступенчатыми. При этом в одной ступени реализуется давление до нескольких десятков МПа при расходе жидкости до 1 м³/с. Оседиагональные насосы перспективны, поскольку в них сочетаются высокие кавитационные и напорные характеристики и высокий кпд. Сравнительно редко применяются в ТНА чисто осевые насосы — в связи с малым напором, получаемым в одной ступени. Многоступенчатые насосы этого типа иногда используются в качестве основных для подачи жидкого водорода в ЖРД большой тяги.

За редким исключением, в ТНА применяются газовые турбины; лишь немногие бустерные ТНА содержат гидротурбины, приводимые топливными компонентами высокого давления, отбираемыми за осн. насосами. Газовые турбины представляют собой лопаточные машины, в к-рых потенциальная энергия (теплоперепад) расширяющегося газа преобразуется в механич. работу на валу вращающегося рабочего колеса. Газ для привода турбины вырабатывается обычно в *газогенераторе* (ГГ) путём сжигания части топлива. В ЖРД с раздельными

ТНА турбины могут питаться от разных ГГ и (последовательно или параллельно) от одного ГГ. Рабочим телом может служить и горючее, газифицируемое в тракте *регенеративного охлаждения* камеры или разлагаемое в ГГ. Исследуются схемы ЖРД, в к-рых турбина приводится в действие газом, отбираемым из камеры.

Различают активные и реактивные турбины. В многоступенчатой активной турбине теплоперепад может срабатываться полностью в одной ступени (турбина со ступенями скорости) либо распределяется по ступеням (турбина со ступенями давления). В реактивных турбинах расширение газа происходит не только в статоре, но и в роторе; поэтому крутящий момент возникает как за счёт поворота потока, так и благодаря его реактивному действию. За редким исключением, в ЖРД применяются осевые турбины (т. е. с потоком, направл. вдоль оси вращения). Их конструкция и характеристики определяются в значит. мере принципиальной схемой ЖРД.

В ЖРД без дожигания на получение рабочего тела турбины расходуется небольшая часть ракетного топлива (1—3%), а отработанный газ турбины сбрасывается в среду с низким давлением (в окружающее пространство, сопло камеры, рулевые сопла). В ЖРД с дожиганием через турбину проходит в виде газа 50—75% топлива, а отработанный газ поступает в камеру сгорания, где давление обычно превышает 10 МПа. В первом случае турбину наз. автономной, во втором — предкамерной. Почти во всех ЖРД применяются неохлаждаемые турбины. Темп-ра газа перед ними ограничивается значением ~1200 К для восстановит. газа и ~850 К для окислительного. Охлаждаемые турбины начинают применять в ЖРД, разрабатываемых для КА многократного применения. Все без исключения автономные турбины являются активными. С целью достижения высокого кпд они выполняются двухступенчатыми. Давление газа на входе в них составляет 5—10 МПа. Из-за срабатывания большого перепада давлений (отношение давлений на входе и выходе 20—50) в малом числе ступеней газ движется в проточной части такой турбины со сверхзвуковой скоростью. Для автономных турбин характерен подвод газа не по всей окружности ротора, а по части её (т. н. парциальные турбины). Это объясняется малым расходом газа в сочетании с ограничениями по миним. высоте лопаток ротора. В отличие от автономных, предкамерные турбины являются высокорасходными, низкоперепадными (отношение давлений на входе и выходе составляет 1,2—1,8), дозвуковыми. Абс. значение входного давления достигает 40 МПа. Обычно газ подводится к таким турбинам по всей окружности ротора. В большинстве ТНА предкамерные турбины выполнены одноступенчатыми, реактивными. Вследствие больших объёмных расходов газа их лопатки имеют достаточно большую высоту и поэтому могут выполняться с переменным по высоте профилем. Это обстоятельство, наряду с условиями дозвукового обтекания лопаток, обеспечивает высокий кпд предкамерных турбин: 75—85% (по сравнению с 50—70% для автономных). С целью исключения больших осевых усилий реактивные турбины выполняются с относительно малой степенью реактивности: 0,15—0,3. В кислородно-водородных ЖРД предкамерные турбины выполняются активными, двухступенчатыми, что объясняется теплофиз. свойствами восстановительного газа, содержащего водород. По *удельной мощности* предкамерные турбины значительно уступают автономным.

Ротор ТНА опирается на два или большее число подшипников качения, в большинстве случаев — шариковых. Как правило, они охлаждаются и смазываются перекачиваемыми топл. компонентами. Работоспособность подшипников, к-рая часто определяет макс. частоту вращения и ресурс ТНА, в большой степени зависит от значения воспринимаемых ими радиальных и осевых нагрузок от ротора ТНА. В то время как радиальные нагрузки возникают в основном на рабочих режимах, отличных от номинального (в т. ч. на переходных), осевые существуют и на номин. режиме. С целью их снижения в ТНА предусматривается спец. устройство — автомат разгрузки (напр., в виде связанного с валом ТНА поршня, на к-рый воздействует давление топливного компонента, уравновешивающее равнодействующую осевых сил). Проводятся работы по созданию для ТНА комбинированных подшипников (качения-скольжения).

От степени совершенства ТНА в значит. мере зависят характеристики ЖРД и ЛА в целом. Это объясняется в первую очередь тем, что значение уд. импульса и габариты ЖРД непосредственно связаны с рабочим давлением в камере, а масса баков связана с миним. потребным давлением топлива на входе в насосы. На ТНА приходится 20—30% массы всего ЖРД. Мощность совр. ТНА достигает неск. десятков МВт и более, они обеспечивают подачу топлива с расходом до 3 т/с и давлением св. 50 МПа. По сравнению с промышленными турбоустановками ТНА характеризуются малой *относительной массой*, что во многом обусловлено высокими окружными скоростями на периферии рабочих колёс (до 600 м/с и более). Осн. детали ТНА изготавливаются из высокопрочных сплавов: железных, никелевых, алюминиевых, титановых и др.

В. И. Прищепа, Б. Н. Чумаченко.

ТУРБОПА́УЗА (от лат. turbo — привожу в волнение и греч. páusis — остановка) — уровень в верхней атмосфере (на высоте 105—115 км), выше к-рого роль турбулентного перемешивания компонентов атмосферы становится пренебрежимо малой. Выше этого уровня наступает диффузионное разделение газовых компонентов, когда каждый из них распределяется по высоте со своей шкалой высот, определяемой мол. массой этого компонента и темп-рой среды.

ТУРБОРАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — см. *Воздушно-ракетный двигатель.*

ТУРБУЛЕ́НТНОЕ ГОРЕ́НИЕ в ракетном двигателе твёрдого топлива — то же, что *эрозионное горение.*

ТУХАЧЕ́ВСКИЙ Михаил Николаевич (1893—1937) — советский военный деятель, Маршал Сов. Союза (1935). Чл. Коммунистич. партии с 1918. С 1931 зам. пред. Реввоенсовета СССР, нач. вооружений РККА, с 1934 зам. наркома обороны, с 1936 1-й зам. наркома обороны и нач. управления боевой подготовки. Сыграл большую роль в технич. перевооружении Красной Армии, способствовал развитию в СССР ракетной техники, систем оружия, использующих реактивный принцип, и созданию мощной экспериментальной базы. Постоянно оказывал помощь и поддержку работам ГДЛ, ГИРД и др. Организовал в Москве Реактивный научно-исследовательский институт. Присутствовал в ГДЛ на первых в СССР пусках ракет с самолётов (1932), ракетных снарядов (1932—33), стендовых испытаниях ЖРД (1933). Проявлял интерес к работам К. Э. Циолковского, В. П. Глушко, Ф. А. Цандера, С. П. Королёва и др. пионеров ракетной техники. Награждён орденом Ленина и орденом Красного Знамени. Портрет на стр. 409.

ТХУ́МБА — ракетный полигон Индии, расположенный в Юж. Индии, в 6 км к северу от г. Тируванантапурам (Тривандрам) в шт. Керала (8° 33′ с. ш., 77° в. д.). Введён в эксплуатацию в 1963. Оборудован ПУ для запусков исследоват. ракет [метеорологич. «Найкапаш», «Рохини-50, -75, -100, -125, -300, -560» (и их модификаций), «Менака-1, -2», «Центавр-2В» и др.]. Имеются РЛС слежения, средства метеорологич. службы, з-ды по изготовлению ракет и твёрдого ракетного топлива. В Т. находится Космич. центр им. В. Сарабхаи. Индия предоставляет Т. иностр. гос-вам для запуска ракет. С Т. запускаются метеорологич. ракеты: с 1964 амер. «Джуди Дарт», с 1970 англ. «Скуа» и сов. М-100, с 1978 инд. «Рохини-200». На 1.1.1984 с Т. запущено св. 1000 ракет.

ТЯ́ГА ракетного двигателя — реактивная сила, создаваемая *ракетным двигателем* и приводящая в движение ЛА, на к-ром установлен РД. Физ. сущность Т. та же, что и отдачи огнестр. оружия. Т. определяется как равнодействующая сил, действующих на внутр. поверхности РД со стороны истекающего *рабочего тела*, и давления окружающей среды, действующего снаружи (силы аэродинамич. сопротивления при движении ЛА не учитываются). Тяговым агрегатом большинства РД является *камера*. Выражается в Н. См. *Реактивный двигатель.*

ТЯГОВООРУЖЁННОСТЬ — отношение тяги РД ракеты (ракетной ступени) к её начальному весу; одна из основных энергетических характеристик ракеты. Для РН и баллистич. ракет с вертик. стартом нач. Т. всегда превышает единицу; обычно она находится в пределах 1,2—1,6 для ракет с ЖРД; 1,6—2,5 — для ракет с РДТТ. Т. ракетных ступеней, включаемых в полёте (отношение тяги РД к нач. весу данной ступени вместе с последующими ступенями и полезным грузом), составляет от 0,3 до 1,2 для ступеней с ЖРД и может достигать 4—5 для ступеней с РДТТ. Для ракеты в целом и отд. её ступеней существуют т. н. оптимальные значения Т., при к-рых обеспечивается максимум скорости для данной нач. массы ракеты и массы полезного груза (или максимум массы полезного груза при заданной скорости и нач. массе ракеты). Оптимальные значения Т. зависят в осн. от типа двигателей (ЖРД, РДТТ), уд. импульса, весовых характеристик РД и конструкции ракеты (зависимости веса от тяги), соотношения ступеней, характера траектории — её кривизны и угла наклона к направлению действия силы тяжести. При проектировании ракет Т. обычно выбирается близкой к её оптимальному значению, если этому не противоречат др. соображения (напр., использование существующего РД).

Э. Уайт

В. Унге

УА́ЙТ (White) Эдуард (1930—67) — космонавт США, подполковник ВВС. В 1952 окончил Воен. академию США, а в 1959— Мичиганский ун-т, получив степень магистра наук по авиац. технике. Лётную подготовку проходил во Флориде и Техасе. В 1959 прошёл курс в школе лётчиков-испытателей на авиац. базе Эдуардс (шт. Калифорния). Затем служил лётчиком-испытателем на авиац. базе Райт-Паттерсон (шт. Огайо). С 1962 в группе космонавтов НАСА. 3—7 июня 1965 совм. с Дж. *Макдивиттом* совершил полёт на КК «Джемини-4» в качестве второго пилота; первым из американцев осуществил выход в космич. пространство (на 23 мин), в к-ром перемещался с помощью ручного реактивного устройства. Полёт продолжался 4 сут 1 ч 56 мин 11 с. У. был назначен членом экипажа (совм. с В. *Гриссомом* и Р. *Чаффи*) в первый полёт КК «Аполлон», но погиб вместе с этими космонавтами 27.1.1967 во время наземных испытаний (в результате пожара в кабине КК). Чл. ассоциации Амер. ин-та аэронавтики и астронавтики. Награждён золотой медалью НАСА «За исключительные заслуги». Именем У. назван кратер на Луне.

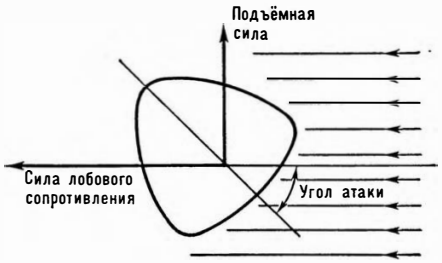
УА́ЙТ-САНДС (англ. White Sands, букв.— белые пески) — ракетный полигон США, расположенный в шт. Нью-Мексико (32° 50′ с. ш., 106° 20′ з. д.). Осн. в 1945. На У.-С. проводится отработка разл. КА и их элементов, осуществляются пуски иссл. и боевых ракет малой дальности. У.-С. располагает испытат. стендами и др. вспомогат. оборудованием для испытаний систем аварийного спасения КК «Аполлон», РД, КА и ракет. Протяжённость трассы 160 км.

УГЛЕВОДОРО́ДНЫЕ ГОРЮ́ЧИЕ — индивидуальные углеводороды и их смеси в основном нефтяного происхождения (*керосин*, лигроин и др.), а также *скипидар* и синтетические углеводороды, используемые в качестве горючего для ЖРД. У. г. из нефти дёшевы, имеют большую сырьевую базу и широко применяются в ракетной технике с разл. окислителями. Синтетич. У. г. нек-рых классов обеспечивают повыш. уд. импульс и имеют бо́льшую плотность, чем У. г. нефтяного происхождения, однако дороги и малодоступны. У. г. для ЖРД предложены К. Э. Циолковским в 1914. У. г. типа керосина в паре с *кислородом жидким*, *азотной кислотой* или *перекисью водорода* нашли применение в ЖРД ракет «Тор», «Блю стрик», сов. РН «Восток» и нек-рых РН «Космос», амер. РН «Авангард», на первой ступени амер. РН серии «Сатурн» и др.

УГЛЕКИ́СЛОГО ГА́ЗА ПОГЛОТИ́ТЕЛИ — вещества, используемые в системах *регенерации воздуха* для удаления углекислого газа из *атмосферы кабины* КК, орбитальной станции или скафандра. Различают регенеративные и регенеративные У. г. п. В качестве нерегенеративных используются гидроокиси щелочных и щёлочноземельных металлов, карбонаты щелочных металлов, органич. амины. Расход их весьма значителен (напр., на 1 кг поглощённого углекислого газа требуется ~1,15 кг *гидроокиси лития*). В качестве регенеративных У. г. п. применяются гл. обр. синтетич. *цеолиты*. Использование регенеративных У. г. п. позволяет существенно снизить массу запасаемых веществ на борту КА. Поглощение углекислого газа может также осуществляться путём хемосорбции.

УГЛОВА́Я СТАБИЛИЗА́ЦИЯ — см. в ст. *Стабилизация*.

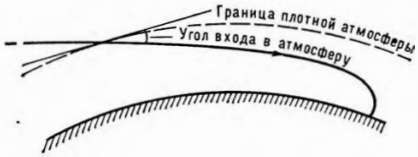
У́ГОЛ АТА́КИ — угол между продольной осью ЛА и встречным газовым потоком. Значение подъёмной силы, действующей на ЛА (спускаемый аппарат),



в нек-рых пределах пропорционально У. а., поэтому изменение У. а.— один из возможных методов *управляемого спуска*. Регулировать У. а. можно с помощью аэродинамич. рулей или изменением положения ЛА в полёте. Из-за сильного нагрева и больших *аэродинамических нагрузок*, действующих на спускаемый аппарат, диапазон регулирования его У. а. ограничен.

У́ГОЛ АЭРОДИНАМИ́ЧЕСКОЙ БАЛАНСИРО́ВКИ спускаемого аппарата — см. *Аэродинамический момент*.

У́ГОЛ ВХО́ДА в атмосферу — угол между направлением полёта КА (или спускаемого аппарата) и местным горизонтом планеты в момент входа аппарата в плотные слои атмосферы. Значение У. в. резко влияет на дальность



полёта до места посадки, а также на аэродинамический нагрев и перегрузки, испытываемые КА при движении в атмосфере, поэтому значение У. в. должно выдерживаться с высокой точностью. Для всех КА, совершающих спуск в атмосфере без предварит. ракетного торможения, У. в. не превышает неск. градусов; при бо́льших У. в. недопустимо возрастают тепловые и *аэродинамические нагрузки*.

У́ГОЛ МЕ́СТА — угловая высота наблюдаемого объекта (летательного аппарата, небесного тела, КА и др.) над истинным горизонтом. В астрономии наз. *высотой*.

УГОЛКО́ВЫЙ ОТРАЖА́ТЕЛЬ лазерный — оптическое устройство, отражающее падающее на него лазерное излучение строго в обратном направлении. Предназначается для измерения расстояний до небесных тел (КА), на к-рые доставлен (установлен) У. о., с помощью *лазеров*.

У

В общем случае У. о. представляет собой трёхгранный угол, образованный тремя взаимно перпендикулярными отражающими плоскостями. Известно, что если свет попадает внутрь этого угла, то после отражения от граней (в общем случае от трёх) он выходит строго в обратном направлении. Использование У. о. совместно с обычными источниками света для локации в космич. масштабах практически невозможно из-за относительно малой мощности источников излучения и значит. расходимости испускаемого излучения. Напр., если для локации Луны использовать прожектор (источником света в к-ром служит дуговая угольная лампа со световой мощностью 100 кВт), создающий луч с расходимостью 0,01 рад (~0,5°), и лазерный У. о. площадью 1 м² и считать, что потери излучения (напр., в атмосфере Земли) отсутствуют, то из расчёта на основе простых геометрич. соотношений для мощности, падающей на приёмник (площадь 1 м²), получается значение менее 10^{-20} Вт. Положение резко меняется в случае использования лазеров. Совр. лазерные устройства способны формировать импульсы света мощностью 1 ГВт и более с расходимостью менее 10^{-4} рад. В этом случае падающая на приёмник мощность ~10^{-8} Вт — вполне измеримая совр. средствами.

У. о. обычно изготовляют в виде набора правильных треугольных стеклянных пирамид, причём отражение может осуществляться за счёт двух явлений: полного внутр. отражения или отражения от отражающего слоя (обычно металлич.), нанесённого на грани. В первом случае отражение происходит наиболее эффективно (свет отражается практически без потерь), но У. о., работающие на этом принципе, требуют более точного ориентирования по отношению к направлению падающего излучения, поскольку при больших углах падения излучения на основание пирамиды на одной из граней нарушается условие полного внутр. отражения и У. о. перестаёт работать. При использовании отражающих поверхностей У. о. менее чувствителен к ориентации, но при этом возникают технологич. трудности — для отражающего слоя сложно подобрать материал, обладающий высоким коэф. отражения и одинаковым со стеклом температурным коэф. линейного расширения. Отличие в коэф. расширения при значит. перепадах темп-р (на Луне, напр., до 300 °С) может привести к отслоению отражающего слоя и, следовательно, ухудшению отражат. способности У. о.

Практически У. о. применялись для лазерной локации Луны.

На сов. лунных самоходных аппаратах «Луноход-1» и «Луноход-2» были установлены У. о. франц. произ-ва, поставленные Сов. Союзу в соответствии с соглашением о научно-технич. сотрудниче-

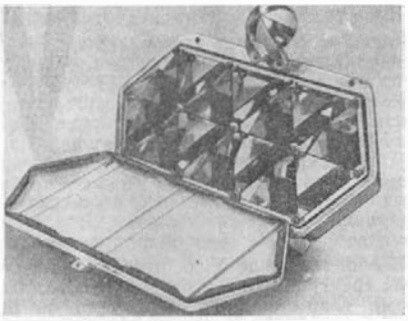


Рис. 1. Уголковый отражатель (Франция)

стве в области исследования космич. пространства. Этот У. о. (рис. 1) представлял собой контейнер с кронштейнами и крышкой, в к-ром размещены 14 стеклянных призм. Грани призм (длина ребра 10 см) покрывались металлом, углы выдерживались с точностью до десятых долей угловых секунд. Габариты устройства — 44,8 × 20,4 × 7,5 см, масса ~ 8 кг. Первые сеансы локации с «Луноходом-1» осуществлялись в первую же (после посадки на Луну) лунную ночь с помощью лазеров, спаренных с телескопами (Крымская астрофиз. обсерватория АН СССР, телескоп диам. 2,6 м; франц. астрономич. обсерватория в Пикдю-Миди, телескоп диам. 1,05 м). Расстояние до Луны в этих экспериментах определялось с погрешностью ±3 м. После окончания программы работ «Лунохода-1» был поставлен на горизонтальной площадке, чтобы оптимизировать условия дальнейших экспериментов по лазерной локации Луны. Место высадки «Лунохода-2» было выбрано без учёта лазерно-локационных наблюдений, поэтому первая серия экспериментов была проведена 22—24 июня 1973 (Крымская обсерватория). Среднестатистич. ошибка в этих измерениях составила ±40 см, а полученный результат на 0,5 км превысил расчётное значение расстояния. У. о., доставл. на Луну экипажем «Аполлон-11» (рис. 2), имел вид квадратной алюм. панели со стороной 46 см, на к-рой

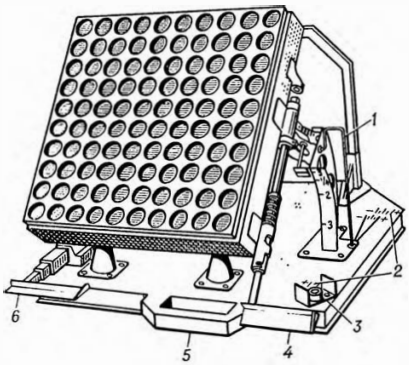


Рис. 2. Уголковый отражатель (США): *1* — гномон для ориентирования отражателя в направлении «запад — восток»; *2* — шкалы для ориентирования отражателя; *3* — пузырьковый уровень для проверки горизонтальности отражателя; *4* — механизм для регулирования угла наклона панели; *5* — ручка для переноски; *6* — ручка для ориентирования

в цилиндрич. гнёздах диам. 3,8 см было установлено 100 уголковых элементов, изготовл. из плавленного кварца. Этот отражатель работал за счёт полного внутр. отражения, в связи с чем был оборудован устройством для регулирования наклона панели. Общая масса У. о.— 30 кг. Первые успешные сеансы были проведены 1.8.1969. Локация осуществлялась рубиновым лазером, совмещённым со 120-дюймовым (~ 3 м) телескопом Ликской обсерватории. С 21.8.1969 локация проводилась на обсерватории Мак-Дональд (107-дюймовый телескоп, рубиновый лазер с мощностью в импульсе 1,75 ГВт, длительностью импульса 5 нс, периодом следования 3 с). Экипаж «Аполлона-14» доставил на Луну У. о. с бо́льшим числом элементов (300 вместо 100).

Проведение квазисинхронных измерений с У. о. («Луноход-2», «Аполлон-14») за один сеанс дали возможность получить сведения о форме поверхности Луны.

Для уточнения расстояний до ИСЗ с целью определения формы *гравитационного поля Земли* У. о. чехосл. произ-ва установлен на ИСЗ «Интеркосмос-17».

Е. И. Попов.

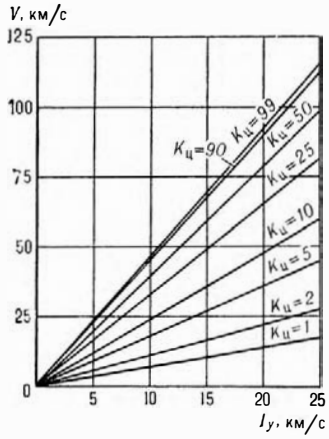
УДА́РНАЯ ВОЛНА́ — тонкая переходная область, движущаяся в веществе (газе, жидкости) и характеризующая скачкообразные увеличения давления, изменения плотности, температуры и скорости движения вещества. У. в. движется в направлении несжатого вещества со скоростью, превышающей скорость звука в нём; возникает, напр., при полёте в воздухе таких тел, как головная часть ракеты, спускаемый аппарат и др. со сверхзвуковой скоростью. Под У. в. понимают всю массу среды (обычно воздуха), сжатую и приведённую в движение. Движущуюся поверхность раздела между сжатой и невозмущённой средой наз. фронтом У. в.

УДЕ́ЛЬНАЯ МА́ССА жидкостного ракетного двигателя — отношение полной массы ЖРД (т. е. его конструкции с учётом *заливки*) к тяге. Наименьшую У. м. (до 0,8 г/Н) имеют ЖРД первых ступеней РН с насосной подачей топлива, наибольшую (~2,5—5 г/Н) — космич. ЖРД с вытеснит. подачей. Отношение массы ЖРД (без учёта заливки) к тяге наз. У. м. конструкции ЖРД или У. м. сухого ЖРД. Аналогично определяют У. м. для отд. элементов ЖРД — камеры, ТНА и др.

УДЕ́ЛЬНАЯ МО́ЩНОСТЬ турбонасосного агрегата (турбины) — отношение мощности ТНА к секундному массовому расходу рабочего тела турбины. В ЖРД без дожигания У. м. ТНА составляет 150—750 кВт·с/кг, в ЖРД с дожиганием ~ 70 кВт·с/кг.

УДЕ́ЛЬНАЯ ТЯ́ГА ракетного двигателя — отношение тяги РД к секундному весовому расходу рабочего тела; выражается в с. С 1973 вместо термина «У. т.» принят термин *удельный импульс тяги*, к-рый по значению превосходит У. т. в 9,81 раза (абс. значение ускорения свободного падения).

УДЕ́ЛЬНЫЙ И́МПУЛЬС ТЯ́ГИ ракетного двигателя, удельный импульс ракетного двигателя — отношение тяги РД к секундному массовому расходу *рабочего тела* (производная от импульса тяги по расходуемой массе в данном интервале времени). Выражается в Н·с/кг = м/с. У. и. т. зависит от совершенства РД и рода топлива и является осн. энергетич. показателем РД (см. *Циолковского формула*). Для *камеры* на расчётном режиме работы У. и. т. совпадает со скоростью реактивной струи. До 1973 вместо термина «У. и. т.» употреблялся термин *удельная тяга*.



Зависимость характеристической скорости КА от удельного импульса тяги для различных значений числа Циолковского $K_ц$

У́НГЕ (Unge) Вильгельм (1845—1915) — шведский конструктор пороховых ракет, подполковник. В 1866 окончил Технологич. колледж в Стокгольме. Создал фирму (1892—1922) по разработке и продаже своих изобретений в области пороховых ракет (назв. возд. торпедами), субсидируемую первые 10 лет А. Нобелем (1833—1896), к-рый оказывал помощь У. в составлении рецептур порохов. В 1896 У. осуществил впервые пуск ракеты на бездымном (баллиститном) порохе, от использования к-рого затем отказался в связи с его низким качеством и вернулся к чёрному пороху. В 1905 У. создал серию боевых ракет, запускавшихся с наклонных направляющих и стабилизировавшихся в полёте вращением. Наиболее крупные из ракет с дальностью 7 км имели дл. 235 см, диам. 30 см, массу 364 кг (в т. ч. 116 кг пороха и 58 кг — боеголовка). У. первым использовал в конструкции ракет сопло Лаваля. Неск. таких сопел, выполненных в виде многозаходного винтового канала, обеспечивали истечение пороховых газов со сверхзвуковой скоростью, а также вращение ракет; на эту конструкцию У. получил в 1897 патент. У. предложил использовать ракеты в наземных стационарных, передвижных и переносных ПУ, а также для вооружения судов и дирижаблей. На базе ракеты калибра 10 см У. создал спасат. ракету с дальностью действия 300 м, образцы к-рой вместе с ПУ были закуплены неск. странами. В ракетах У. использовался в качестве топлива чёрный порох с примесью нелетучего нефтепродукта, исключавшего растрескивание заряда при хранении ракет. Заряд, сгоравший по центр. конич. отверстию, состоял из набора коротких цилиндрич. шашек, обёрнутых в промасл. бумагу или войлок, и запрессовывался в стальной корпус ракеты. Разработанные У. технология изготовления заряда и состав пороха обеспечивали стабильность характеристик ракет после неск. лет хранения. Портрет на стр. 411.

УНИВЕРСА́ЛЬНЫЙ ИНСТРУМЕ́НТ в астрономии и геодезии — переносный угломерный инструмент, астрономическая труба к-рого служит для визирования и может вращаться вокруг

вертикальных и горизонтальных осей. Отличается от теодолита бо́льшей точностью отсчётов (гл. обр. в вертик. плоскости). Для отсчёта углов в вертик. и горизонтальной плоскостях У. и. снабжён двумя лимбами (кругами с нанесёнными градусными и минутными делениями), микроскоп-микрометрами, уровнями и др. Ошибка отсчёта от 30″ до долей угловой секунды. С помощью У. и. определяются географич. координаты места, горизонтальные координаты небесных светил, поправки часов и производятся азимутальные определения.

УНИТА́РНОЕ РАКЕ́ТНОЕ ТО́ПЛИВО — *однокомпонентное ракетное топливо* или однородная смесь (раствор) нескольких химически не взаимодействующих компонентов. Такая смесь позволяет получить больший уд. импульс по сравнению с однокомпонентным топливом, т. к. имеется бо́льшая возможность варьировать состав. К У. р. т. относятся большинство *твёрдых ракетных топлив* и нек-рые *жидкие ракетные топлива* (напр., *перекись водорода, изопропилнитрат, гидразин, этилена окись, нитрометан* и др.). Применение У. р. т. существенно упрощает систему подачи, однако эффективные жидкие У. р. т. обладают повышенной взрывоопасностью. Подавление взрывчатых свойств достигается добавлением балластирующих добавок; в результате снижается эффективность топлива и его энергетич. характеристики в ряде случаев становятся столь низкими, что применение их в качестве топлива осн. ЖРД нецелесообразно. Уд. импульс большинства жидких У. р. т. не превосходит 2500 м/с.

У́ОКЕР (Walker) Джозеф Алберт (1921—66) — американский лётчик-испытатель. В 1942 окончил колледж по специальности физика. Во время 2-й мировой войны 1939—45 — пилот ВВС. С 1945 сотрудник Нац. консультативного комитета по авиации, с 1958 — НАСА; в 1945—51 — физик Льюисского н.-и. центра, с 1951 — лётчик-испытатель Лётно-иссл. центра на базе ВВС Эдуардс (с 1963 — гл. лётчик-испытатель НАСА). Пилотировал ракетные самолёты типа X-1, D-558-2 и X-15; первым испытал в полёте имитатор лунной кабины КК «Аполлон». Совершил на X-15 25 полётов (в 1960—63). 22.8.1963 поднялся на рекордную выс. 108 км. Погиб в авиац. катастрофе во время тренировочного полёта. Именем У. назв. кратер на Луне.

У́ОЛЛОПС (Wallops) — космодром США, расположенный на побережье шт. Виргиния и на о-ве Уоллопс (37° 50′ с. ш. и 75° 30′ з. д.) в 65 км к юго-востоку от г. Солсбери (шт. Мэриленд). Первые испытат. пуски ракет состоялись 4.7.1945. В 1958 У. был включён в состав созданного Уоллопсского н.-и. испытат. центра НАСА, переименов. в 1974 в Центр космич. полётов Уоллопс. На У. проводятся лётные испытания КА, запускаются иссл. ракеты, а также выводятся на орбиту с помощью РН «Скаут» небольшие ИСЗ. На о-ве Уоллопс расположены 6 стартовых комплексов (СК). Трасса У. проходит в направлении Бермудских о-вов (т. н. «Бермудский коридор»), на к-рых расположены наземные измерит. пункты, оборудованные РЛС, оптич. и телеметрич. средствами. У. широко используется для запуска ракет в соответствии с программами космич. исследований Японии, Великобритании, Канады, Италии, Австралии и др. стран. В 1981 У. вошёл в состав н.-и. центра Годдарда.

У́ОРДЕН (Worden) Алфред (р. 1932) — космонавт США, полковник ВВС в отставке. В 1955 окончил Воен. академию США, получив степень бакалавра воен. наук, в 1963 — Мичиганский ун-т, получив степень магистра наук по авиации, астронавтике и приборостроению. Проходил службу в разл. частях ВВС США. Окончив в 1965 школу по подготовке пилотов для аэрокосмич. исследований, работал в ней инструктором. С 1966 в группе космонавтов НАСА. 26 июля — 7 авг. 1971 совм. с Д. *Скоттом* и Дж. *Ирвином* совершил полёт к Луне в качестве пилота осн. блока КК «Аполлон-15». Пробыв 145 ч 15 мин (из них 73 ч в одиночестве) на окололунной орбите, провёл работы по фотографированию, зондированию и наблюдениям Луны. Находясь на расстоянии 300 тыс. км от Земли, впервые вышел в открытый космос за пределами околоземной орбиты (38 мин). Полёт продолжался 12 сут 7 ч 11 мин 53 с. Награждён золотой медалью НАСА «За выдающиеся заслуги», золотой медалью Мира (ООН). Руководитель отделения Systems Studies Division н.-и. центра Эймса (1973). С 1975 вице-президент фирмы «Хай флайт фаундейшен» (High Flight Foundation), Колорадо-Спрингс, шт. Колорадо.

Дж. Уокер

А. Уорден

УПРАВЛЕ́НИЕ ДВИЖЕ́НИЕМ ракеты-носителя и космического аппарата — необходимо для обеспечения заданной заранее или уточняемой в процессе полёта траектории. Часто наряду с получением требуемой траектории полёта РН и КА ставится задача ориентации их во время полёта, т. е. придание определ. углового положения относительно нек-рых ориентиров. Таким образом, У. д. сводится к управлению движением центра масс РН и КА (получению требуемой траектории) и управлению движением вокруг центра масс (управлению вращат. движением) путём создания *управляющего момента* с помощью соответствующих *исполнительных органов*.

В земной практике поворот движущегося аппарата (автомобиль, мор. судно, самолёт) вокруг центра масс всегда приводит к изменению его траектории, напр. при повороте корпуса судна одновременно изменяется и направление его движения. Иной характер движения, когда поворот вокруг центра масс не приводит к изменению направления движения самого центра масс, в земной практике крайне редок и носит обычно характер аварии, напр. прямолинейное движение автомобиля по скользкой дороге юзом при потере сцепления повёрнутых колёс с грунтом. В космич. пространстве это обычный тип движения, т. к. там отсутствует плотная среда, с к-рой мог бы взаимодействовать корпус КА. С др. стороны при работе РД поворот РН или КА вокруг центра масс приводит к повороту направления силы тяги, а следовательно, и изменению траектории движения центра масс. Т. о., при полёте РН и КА, в отличие от земной практики, нормальными надо считать оба типа движения. У. д. в обоих назв. случаях имеет свои особенности.

Первый тип движения, характерный для КА при полёте его вне атмосферы с выключённым РД отличается тем, что У. д. сводится только к управлению угловым положением (вращениями) КА. Этот процесс управления наз. управлением ориентацией (см. *Ориентация*). Он необходим всегда, когда от углового положения КА относительно заданных ориентиров зависит функционирование установл. на нём систем или приборов, напр. для удержания рабочей поверхности СБ перпендикулярно направлению падения солнечных лучей (ориентация на Солнце); для установления соответствующих осей КА на изучаемые небесные светила (в частности, во время фотографирования Луны, планет, звёзд и т. п. посредством науч. приборов, неподвижно установл. на корпусе КА); для поддержания оси направл. на Землю антенны в течение всего сеанса радиосвязи между КА, находящимся на значит. расстоянии от Земли; для изменения углового положения метеорологич. ИСЗ т. о., чтобы во время полёта аппаратура, регистрирующая состояние облачных покровов, была всё время направлена вниз по местной вертикали и т. д. Приведённые примеры характерны для ориентации, к-рая происходит в течение всего времени работы соответствующей аппаратуры. Однако иногда необходима сравнительно кратковременная ориентация, как, напр., для придания КА необходимого углового положения перед запуском РД. В зависимости от того, с какой целью будет включаться РД (для *коррекции траектории*, посадки), направление силы тяги РД относительно траектории должно быть различным. Соответственно с этим производится разл. ориентация КА. После того как РД включился, управление угловым положением КА уже не будет больше наз. управлением ориентацией, т. к. при включённом РД изменение углового положения КА сказывается на траектории полёта (второй тип движения). Режим ориентации в качестве предшествующего нек-рому другому не всегда связан с включением РД. Предварит. ориентация необходима, напр., и перед выполнением управляемого спуска с торможением в атмосфере, поскольку КА в этом случае должен входить в атмосферу в строго определ. положении. Т. о., ориентация является процессом управления угловым положением КА, необходимым при выполнении большого числа разнообразных задач. Время непрерывной ориентации может быть самым различным — от минут (в кратковрем. режимах) до часов, недель и даже месяцев и лет (напр., непрерывная ориентация СБ на КА, летящих к Венере или Марсу; ориентация СБ на длительно существующих связных ИСЗ и т. п.).

Второй тип движения возникает тогда, когда происходит целенаправл. изменение движения центра масс РН или КА. Осн. режимами такого движения являются: полёт с работающим РД, движение в плотных слоях атмосферы планеты или то и другое одновременно. Эти режимы кратковременны, поскольку запас ракетного топлива на РН или КА позволяет работать РД в течение времени, измеряемого минутами, а движение

в плотной атмосфере с космич. скоростями (процесс посадки) имеет такой же порядок длительности. Поэтому режимы полёта, относимые ко второму типу движения, занимают, как правило, ничтожно малую долю всего времени полёта. Тем не менее они играют определяющую роль, т. к. именно к таким режимам относятся: подъём и разгон РН до космич. скоростей, спуск КА, коррекции траектории полёта, манёвры при сближении КА и т. п. В случае применения ЭРД время их работы может изменяться тысячами часов. Поскольку в назв. режимах происходит формирование траектории полёта, то У. д. в них подчинено требованию получения необходимого движения центра масс РН или КА. Если полёт происходит с работающим РД, У. д. центра масс возможно двояким образом: изменением значения силы тяги РД и её направления путём изменения углового положения РН или КА (рис. 1). Оба эти способа используются одновременно.

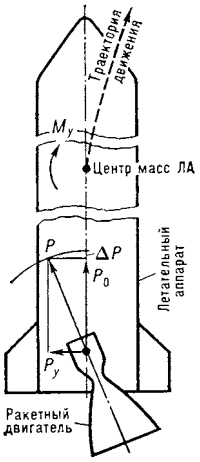


Рис. 1. Создание управляющего момента путём поворота РД: P — тяга РД; P_0 — продольная составляющая тяги, обеспечивающая разгон ЛА; P_y — управляющая сила; M_y — управляющий момент; ΔP — потери тяги на управление

Изменение направления реактивной силы бывает необходимым при движении по криволинейным траекториям (напр., постепенное изменение направления движения РН от вертик. при взлёте до приблизительно горизонтального к моменту достижения первой космич. скорости) и достигается путём программного изменения углового положения РН или КА. Обычно управляющие силы создаются в КА включением неподвижных РД *реактивной системы управления*, а в РН — поворотом осн. или *управляющих ракетных двигателей*, камер, сопел (рис. 2, *а—в*), включением неподвижных рулевых сопел (рис. 2, *г*), реже — при помощи *газовых рулей* и *вдува в сопло*. Поворотные (т. н. качающиеся) агрегаты устанавливаются в шарнирных подвесах (рис. 3). В том случае, когда подвес является карданным (т. е. содержит карданный шарнир), для поворота используются две *рулевые машины*, установл. в плоскостях тангажа и курса. Управление угловым положением необходимо ещё потому, что тяга РД никогда не может быть направлена абсолютно точно через центр массы РН, к-рый к тому же смещается по мере расхода топлива, и поэтому всегда существует заранее неизвестный вредный момент, стремящийся отклонить РН от заданного направления. Для парирования этого момента, а также случайных атмосферных возмущений при подъёме РН тоже необходимо управление её угловым положением, к-рое при втором типе движения наз. *стабилизацией*. В отличие от ориентации (не влияющей на движение центра масс) цель стабилизации — не просто влиять на него, а всегда обеспечивать нужный характер движения центра масс. Поэтому управление угловым положением КА при ориентации является самоцелью, в то время как такое же управление при стабилизации является лишь средством для получения нужной траектории движения центра масс. Следует отметить, что термины «ориентация» и «стабилизация» применительно к процессам управления угловым положением РН и КА нельзя признать удачными, но они сложились исторически и употребляются в таком именно смысле.

У. д. при втором типе движения не сводится только к стабилизации. Поскольку выключение РД должно, как правило, производиться к моменту получения заданного значения скорости полёта, постольку необходимо управление выключением РД в зависимости от этой скорости. Нередко задача усложняется, и ставится требование о достижении РН или КА заданной скорости во вполне определ. точке пространства (напр., при посадке на Луну скорость снижения должна стать равной нулю около её поверхности). В подобных случаях оказывается необходимым не только выключение РД к моменту достижения нужной скорости, но и регулирование тяги РД во всё предшествующее время. Напр., если при посадке на Луну РД будет развивать немного повышенную против расчётной тягу, то снижающийся КА может затормозиться до полной остановки на недопустимо большой высоте над лунной поверхностью. Поэтому заблаговременно надо уменьшить должным образом тягу РД.

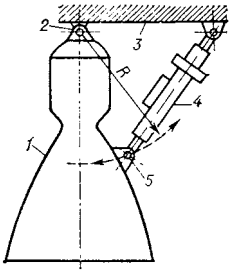


Рис. 3. Схема установки ЖРД в шарнирном подвесе (дугой радиуса R показана траектория отклонения ЖРД): *1* — ЖРД; *2* — шарнирный подвес; *3* — силовая конструкция РН; *4* — рулевая машина; *5* — кронштейн с цапфой

При сложных манёврах в космосе, напр. при сближении двух КА, У. д. тоже усложняется и сводится к чередованию режимов ориентации и включения РД, осуществляющих сближение, и режимов стабилизации при работе этих РД до их выключения.

Абсолютно точное выведение на орбиту КА невозможно. Несущественные к моменту окончания работы РД ошибки выведения могут со временем привести к недопустимому отклонению траектории полёта от заданной. Напр., при полёте к планетам небольшое угловое расхождение между фактич. траекторией и заданной по мере удаления от Земли может дать недопустимо большое линейное отклонение КА в сторону от заданной траектории, делающее невозможным достижение планеты назначения. Поэтому при дальних полётах, как правило, необходимо проводить коррекцию траектории полёта, исправляя её включением РД, сообщающего КА добавочную скорость нужного значения и направления.

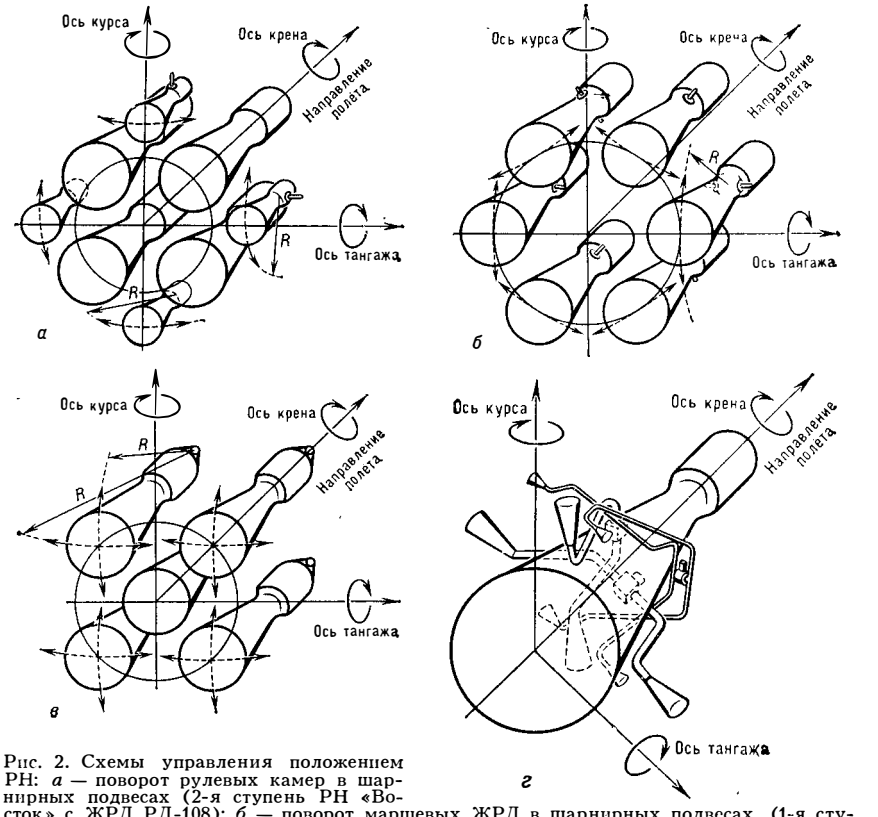


Рис. 2. Схемы управления положением РН: *а* — поворот рулевых камер в шарнирных подвесах (2-я ступень РН «Восток» с ЖРД РД-108); *б* — поворот маршевых ЖРД в шарнирных подвесах (1-я ступень РН «Протон» с шестью ЖРД РД-253); *в* — поворот маршевых ЖРД в карданных подвесах (1-я ступень РН «Сатурн-5» с пятью ЖРД Ф-1; центральный ЖРД неподвижен); *г* — включение неподвижных рулевых сопел (2-я ступень РН «Космос» с ЖРД РД-119). Дугами радиуса R показаны траектории отклонения ЖРД

Аналогичная задача возникает и для ИСЗ. Напр., нек-рый связной ИСЗ необходимо вывести на экваториальную орбиту и установить «неподвижно» висящим над заданным пунктом экватора. Как известно, для этого надо, чтобы он двигался по круговой орбите и период его обращения вокруг Земли составлял ~ 24 ч. Через достаточно большое время даже самые маленькие ошибки выведения, к-рые вызвали малое отклонение периода обращения от необходимого, приведут к тому, что ИСЗ «уйдёт» из своего р-на над заданным пунктом земной поверхности. Так возникает задача коррекции периода обращения ИСЗ, к-рая тоже сводится к сообщению ему корректирующим РД дополнительной скорости нужного значения и направления. Любая коррекция траектории полёта может быть осуществлена лишь после того, как будет выявлен её характер, а это нередко требует значительного времени, чтобы ошибки выведения смогли чётко проявиться.

Необходимые для коррекции данные получаются обычно *траекторными измерениями*, производимыми наземными радиотехнич. устройствами. Определив фактич. траекторию, можно затем рассчитать значение и направление потребного корректирующего импульса и эти данные передать по командной радиолинии на борт КА. Т. о. решается навигац. задача с использованием неавтономных средств — наземного измерит. комплекса и наземных вычислит. машин. Принципиально всегда имеется возможность решать такую задачу и автономными средствами, т. е. с использованием только тех приборов, к-рые имеются на борту КА. Для этого необходимо иметь бортовую ЦВМ, способную решать задачи определения траектории полёта, и соответствующие измерит. приборы. В качестве измерит. приборов, дающих необходимую для расчётов информацию, могут быть использованы оптич. приборы, позволяющие производить измерения углов между ориентирами (обычно между звёздами и планетами), радиотехнич. устройства (напр., радиолокац. измерители высоты полёта над планетой) и т. д. Установка таких приборов на борту КА увеличивает его массу, вызывает заметное усложнение его аппаратуры и поэтому производится тогда, когда использование методов автономной навигации имеет к.-л. преимущества перед использованием методов неавтономной навигации. На КК, особенно предназнач. для полётов к Луне или планетам, использование автономных методов даёт возможность космонавту принимать все решения, связанные с У. д. корабля, без связи с Землёй. Это важно для повышения надёжности выполнения задачи полёта. Автономная навигация может быть необходимой и для уточнения траектории КА вблизи планет назначения, расстояние к-рых от Земли не позволяет решать эту задачу с нужной точностью при помощи наземных средств.

Совокупность приборов, обеспечивающих выполнение всех задач У. д., обычно выделяется в отд. систему. Функции этой системы У. д. состоят в обеспечении режимов ориентации, стабилизации, У. д. центра масс и автономной навигации. В тех случаях, когда КА имеет более ограниченные задачи, У. д. может свестись, напр., только к управлению ориентацией, и соответствующую систему наз. системой ориентации. См. также *Динамика космического полёта*.

Б. В. Раушенбах.

УПРАВЛЕ́НИЕ КОСМИ́ЧЕСКИМ АППАРА́ТОМ в полёте — комплекс работ (процессов, операций), обеспечивающих выполнение целей, задач и программы полёта КА. Руководство работами по управлению всеми КА, находящимися в полёте, осуществляется центральным командным пунктом, а по У. к. а. определ. типа — центральным пунктом управления *наземного автоматизированного комплекса управления*.

У. к. а. в полёте включает: разработку и передачу на борт текущих программ и управляющих команд, контроль их прохождения и исполнения, корректировку текущих задач и программ в ходе полёта; измерение параметров движения КА, определение и прогнозирование параметров орбит и при необходимости их коррекцию; телеметрич. контроль и технич. диагностирование систем и агрегатов КА; восстановление работоспособности и обеспечение макс. срока активного существования КА (оптимизация режимов работы приборов, рациональное расходование энергоресурсов и их восполнение и др.); обеспечение устойчивости и регулярности всех видов связи Земля — борт — Земля; выполнение комплекса работ по возвращению спускаемых аппаратов (управление системами спуска, слежение за спускаемыми аппаратами, посадка в заданном районе, определение места приземления) или их посадки на поверхность небесного тела; взаимодействие со спец. наземными комплексами (поисково-спасательным, приёма и обработки метеоинформации, спутниковой связи и др.). К задачам У. к. а. в полёте относятся также моделирование и имитирование (с помощью ЭВМ, моделей и аналогов) разл. нештатных ситуаций, возникающих на борту КА в полёте, с целью принятия обоснованных решений. Эффективность У. к. а. в полёте зависит от оптим. распределения функций между бортовыми и наземными комплексами управления (а для обитаемых КА — также и между экипажами и службами наземного обеспечения).

У. к. а. в полёте — сложный процесс, накладывающий определ. требования на психо-физ. качества управляющего персонала (способность к длительному вниманию, быстрому логическому анализу альтернативных вариантов, умение в сжатые сроки принять и реализовать оптим. решение и др.).

УПРАВЛЯ́ЕМЫЙ СПУСК космического аппарата — *спуск с торможением атмосферой*, при к-ром значение и направление аэродинамических сил, действующих на спускаемый аппарат, регулируются в некоторых пределах автоматическим устройством или космонавтом. Благодаря этому уменьшается разброс точки посадки на поверхности планеты, а при спуске с большой нач. скоростью облегчается выполнение ограничений, накладываемых на перегрузку и аэродинамич. нагрев аппарата.

Управление аэродинамической подъёмной силой осуществляется путём изменения ориентации корпуса КА. В КА скользящего типа (предназначены для *планирующего спуска*), к-рые являются наиболее распространёнными спускаемыми аппаратами, направление подъёмной силы изменяют в полёте поворотом КА вокруг продольной оси (по крену). При нулевом угле крена подъёмная сила КА направлена от планеты. Поворотом по крену подъёмную силу направляют в сторону от траектории полёта; при этом проекция подъёмной силы на плоскость траектории (т. е. несущая составляющая) уменьшается. Т. о. обеспечивается возможность воздействия на движение спускающегося КА. В нек-рых случаях (напр., при больших скоростях входа) управление происходит изменением *угла атаки* или используется комбиниров. управление с целью расширения *коридора входа*.

Информацию о движении КА получают с помощью измерит. системы, к-рая регистрирует действующие на КА аэродинамич. ускорения. Поступающая информация используется в автономной системе управления для определения текущего положения КА. Одновременно прогнозируется точка посадки и формируются необходимые управляющие воздействия, обеспечивающие приземление (приводнение) КА в заданную точку. При этом учитываются ограничения на макс. значение перегрузки. На конечном этапе спуска должна обеспечиваться безопасная посадка. Она осуществляется тормозными устройствами, к-рыми обычно служат парашюты, парапланёр РД мягкой посадки, а в момент касания поверхности — амортизац. устройства. Спуск КА с большим *аэродинамическим качеством* может завершаться посадкой «по-самолётному», т. е. на посадочную полосу.

УПРАВЛЯ́ЮЩАЯ СИ́ЛА — сила, прилагаемая к РН или КА для обеспечения *стабилизации*, поворотов относительно центра масс (*ориентации*) и смещений центра масс, необходимых для *управления движением*. Для создания У. с. на РН и КА устанавливаются либо спец. *исполнительные органы* системы управления (рули, *управляющие ракетные двигатели*), либо используются действующие на них силы (напр., боковая составляющая тяги, возникающая при качании РД, или аэродинамич. сила, действующая на спускаемый аппарат в атмосфере). У. с. используется для создания *управляющего момента*.

УПРАВЛЯ́ЮЩИЕ РАКЕ́ТНЫЕ ДВИ́ГАТЕЛИ — вспомогательные РД, создающие *управляющий момент*, для управления угловым положением РН и КА; *исполнительные органы* системы *управления движением* РН и КА. Для поворота относительно заданной оси ориентации обычно используются два У. р. д., создающие пару сил относительно этой оси. Используются также для создания нач. перегрузок с целью осаждения топлива в баках перед включением осн. ЖРД в условиях невесомости, для повышения точности выведения полезного груза на заданную траекторию, гашения скорости КА на заключит. этапе мягкой посадки. В этих случаях У. р. д. включаются раньше осн. камер или выключаются позже них. У. р. д., работающие на активном участке полёта, часто наз. рулевыми или верньерными. См. *Реактивная система управления*.

УПРАВЛЯ́ЮЩИЙ МОМЕ́НТ — момент управляющей силы, создаваемой *исполнительными органами* системы управления. Используется для поворотов РН или КА относительно центра масс, необходимых для *управления движением* РН или КА. У. м., к-рый должны создавать исполнит. органы системы управления, определяется при проектировании РН или КА из условия эффективного противодействия возможным *возмущающим моментам* и обеспечения требуемых скоростей поворотов их при управлении и стабилизации.

УПРУ́ГИЕ КОЛЕБА́НИЯ — периодические деформации упругой системы относительно положения равновесия. У. к. конструкций могут возбуждаться при резком изменении нагружения или при действии периодич. сил и моментов. Индивидуальные колебат. свойства каждой упругой системы полностью определяются динамич. характеристиками свободных колебаний системы (собств. частотами и собств. формами колебаний). У. к. РН и КА (составных или больших размеров) обычно разделяют на изгибные, крутильные и продольные.

Низкочастотные изгибные и крутильные колебания влияют на *стабилизацию* РН и КА. При проектировании *автомата стабилизации* несоблюдение условий гашения У. к. может привести к потере устойчивости движения или к возникновению автоколебаний РН и КА (раскачка происходит за счёт энергии исполнит. органов автомата стабилизации). Продольные колебания жидкостных РН вызывают пульсации давлений топлива, к-рые влияют на работу РД и определяют замкнутый колебат. контур: корпус РН — топливоподающие магистрали — РД. При проектировании РН несоблюдение условий устойчивости может привести к раскачке колебаний РН и к разрушению конструкции.

У. к. влияют на работоспособность экипажа КК, а также влияют на работу мн. приборов, устанавливаемых на РН и КА. Так как У. к. вызывают напряжения в элементах конструкции, то их действие учитывают при проектных расчётах РН и КА на прочность. Изучение У. к. и ограничение их вредного влияния на работу конструкций является обязательной задачей при проектировании РН и КА.

УРАВНЕ́НИЕ ВРЕ́МЕНИ — разность между средним и истинным солнечным временем в один и тот же момент на одном и том же меридиане. У. в. изменяется прибл. от +14 мин (ок. 11 февр.) до —16 мин (ок. 3 нояб.). Четыре раза в году (ок. 15 апр., 15 июня, 1 сент. и 25 дек.) У. в. обращается в нуль. Значение У. в. не повторяется в точности из года в год; его значения публикуются в ежегодниках и календарях. С помощью У. в. можно переходить от истинного солнечного времени к ср. солнечному времени и наоборот.

УРАВНЕ́НИЯ ДВИЖЕ́НИЯ в механике — дифференциальные уравнения, описывающие движение к.-л. системы. Обычно в задачах механики У. д. связывают между собой действующие силы и ускорения, вызванные их влиянием. Формы У. д. могут быть разл. и выбираются, исходя из особенностей задачи. Примером могут служить векторные У. д. материальной точки с массой m в силовом поле, обладающем потенциалом U,

$$m\frac{d^2\mathbf{r}}{dt^2} = -\frac{\partial U}{\partial \mathbf{r}},$$

где $\mathbf{r}$ — радиус-вектор движущейся точки, t — время.

УРА́Н — седьмая по порядку от Солнца большая планета Солнечной системы. Ср. расстояние до Солнца 19,182 а. е. (2870 млн. км), эксцентриситет орбиты 0,0472, наклон плоскости орбиты к эклиптике 0°46,4′. Период обращения У. вокруг Солнца 84,014 года. Ср. скорость движения по орбите 6,8 км/с. Радиус У. 25 400 км (4,06 земного), сжатие 1/17 (0,06), масса У. $8{,}69\cdot10^{25}$ кг (14,54 земной), ср. плотность 1270 кг/м³, ускорение свободного падения на экваторе (за вычетом центробежного ускорения, равного 0,6 м/с) близко к земному (9,8 м/с²), первая космич. скорость на У. 15,6 км/с, вторая — 22 км/с. У. находится на пределе видимости простым глазом и был первой планетой, открытой при помощи телескопа (1781, Гершель). Детали на диске планеты уверенно не различаются (в том числе на полученных с высотных баллонов фотоснимках с разрешением до 0,1″), но наблюдаются периодические колебания блеска. По этим колебаниям и *Доплера эффекту* был определён период вращения У. вокруг своей оси — 10 ч 50,4 мин, к-рый поставлен под сомнение новыми оптич. измерениями эффекта Доплера: новое значение (24 ± 3) ч. Экватор планеты наклонён к плоскости орбиты на 98°, направление вращения обратное. В отличие от Юпитера и Сатурна, состоящих преимущественно из H_2 и He, на У. предполагается значительно больше CH_4 и NH_3, о чём свидетельствует его бо́льшая ср. плотность. Согласно совр. расчётным моделям внутр. строения, у планеты есть небольшая внеш. оболочка, состоящая из молекул водорода с примесью гелия; протяжённая внутр. оболочка, состоящая из водно-аммиачного и метанового льда, и ядро, состоящее из более тяжёлых элементов (силикатов, металлов). Темп-ра и давление в центре планеты оцениваются соответственно значениями 10 000—12 000 К и 500—600 ГПа. Осн. компоненты атмосферы У.— метан и водород. По спектрометрич. оценкам эквивалентная толщина метана при нормальных условиях (0,35 ± 0,15) ГПа·м, водорода 45 ГПа·м. Др. газы не обнаружены, но в спектре планеты имеются неотождествлённые линии. Солнечная постоянная на У. 3,7 Вт/м², освещённость ~ 350 лк, интегральное болометрич. альбедо ~ 0,5, эффективная темп-ра 54 К. Макс. радиояркостная темп-ра, измеренная на волне 6 см, составляет (210 ± 17) К и очевидно относится к более глубоким слоям атмосферы. Верх. предел давления на уровне облачного слоя 1—1,8 МПа в зависимости от относит. содержания водорода и гелия. Предполагается, что облака на У. по структуре и составу близки к облакам Юпитера и Сатурна. У. имеет 6 спутников: Миранда (радиус ~ 120 км), Ариэль (радиус ~ 300 км), Умбриэль (радиус ~ 200 км), Титания (радиус ~ 500 км), Оберон (радиус ~ 400 км), 6-й спутник (самый близкий к планете), имеющий радиус ~15 км. Плоскости орбит всех спутников очень близки между собой и к плоскости экватора У.

В 1977—81 по наблюдениям затмения звёздных источников при покрытии их планетой у У. открыто 9 колец (6, 5, 4, α, β, η, γ, δ, ε), подобных кольцам Сатурна. Но в отличие от последних кольца У. обладают крайне низкой отражат. способностью, что скорее сближает их по строению с кольцами Юпитера. Можно поэтому предполагать, что слагающие их частицы не ледяные и отличаются от материала поверхностей Титании, Оберона и Умбриэля. Все кольца лежат в плоскости, почти совпадающей с экватором У.; из них η, γ, δ почти круговые, у остальных колец (особенно ε) есть заметный эксцентриситет (порядка эксцентриситета земной орбиты). Скорость прецессии периапсиса от 1 до 3° в день. Радиусы колец (с формальной ошибкой ±33 км) составляют: R_6 = 41 864 км; R_5 = 42 270 км; R_4 = 42 598 км; R_α = 44 751 км; R_β = 45 694 км; R_η = 47 207 км; R_γ = 47 655 км; R_δ = 48 332 км; R_ε = 51 178 км.

М. Я. Маров.

У́РОВЕНЬ ШУ́МА, приведённый ко входу приёмника,— величина, применяемая для характеристики чувствительности приёмного устройства с учётом полосы пропускания последнего линейного каскада приёмника. У. ш. вычисляется через *шумовую температуру* и выражается в Вт.

УРОВНЕМЕ́Р — прибор для определения границы раздела жидкость — газ (уровня жидкости) в ёмкости относительно какой-либо горизонтальной реперной плоскости, принятой за начало отсчёта. У. применяются при объёмном дозировании компонентов топлива с использованием тарированных топл. баков РН в системах контроля уровня, а также при определении степени наполнения заправочных ёмкостей. В первом случае требуется высокая точность измерения уровня (погрешность — десятые и даже сотые доли процента), во втором — бывает допустима погрешность в один или неск. процентов. Методы измерения уровня основаны на использовании различий физ. свойств жидкости и парогазовой смеси над ней. У. состоит из первичного датчика-преобразователя и измерит. части. Назначение первичного датчика — преобразовать значение уровня жидкости в соответствующее ему значение выходного параметра датчика (электрич. ёмкость, индуктивность и т. д.); назначение измерит. части — преобразовать значение выходного параметра датчика в пропорциональный ему выходной сигнал У. (силу тока, напряжение, цифры на табло и т. д.).

Повышение точности показаний У. достигается применением схем с компенсацией либо следящих систем (следящий У.). В первом случае помимо осн. датчика имеются вспомогат. (компенсационные) датчики, измеряющие значение соответствующего параметра жидкости или парогазовой смеси, к-рая вводится в результат измерения наряду с сигналом осн. датчика. Во втором случае чувствит. элемент датчика принудительно перемещается вслед за уровнем по команде с измерит. схемы, реагирующей на положение чувствит. элемента относительно уровня. Фактически при этом отслеживается положение уровня, а не толщина слоя жидкости или парогазовой смеси, как при др. У.

По способу замера уровня У. разделяются на дискретные и непрерывные. При дискретном способе замера уровня фиксируется прохождение уровнем определённых значений (точек). У. наз. сигнализатором уровня, если во всём диапазоне изменения уровня фиксируется только одна точка. Типичным дискретным У. является тепловой У. с терморезисторами. Датчик У. представляет собой набор «точечных» терморезисторов. При вхождении в жидкость терморезистора, нагретого неск. выше окружающей среды, изменяются условия теплоотдачи, что приводит к изменению его температуры и, следовательно, сопротивления, к-рое фиксируется измерит. схемой. Точность измерения уровня при дискретном способе замера определяется расстоянием между фиксируемыми точками (т. е. числом точек).

При непрерывном способе замера У. наз. индикатором уровня. Датчик У., напр., может представлять собой цилиндрич. конденсатор, ось к-рого перпендикулярна уровню, а длина перекрывает весь диапазон измерения уровня. Внеш.

обкладка датчика заземлена, а внутр. соединяется с измерит. схемой, при помощи к-рой производится замер электрич. ёмкости между обкладками датчика-конденсатора. Ёмкость датчика-конденсатора определяется степенью заполнения рабочего зазора жидкостью (уровнем), диэлектрич. проницаемостью парогазовой смеси.

Когда известна зависимость между тем или иным параметром и выходной характеристикой У., погрешность от изменения этого параметра может быть учтена поправкой. *Г. Н. Бобровников.*

УСКОРЕ́НИЕ — векторная величина, характеризующая быстроту изменения вектора скорости по значению и направлению. По значению У. прямо пропорционально силе, действующей на тело, и обратно пропорционально массе тела, а по направлению совпадает с вектором силы ($\mathbf{a} = \mathbf{F}/m$, где $\mathbf{a}$ — ускорение, $\mathbf{F}$ — сила, m — масса). У. выражается в м/с^2, иногда — в относит. единицах (g), показывающих, во сколько раз данное У. по значению отличается от У. свободного падения на поверхности Земли ($\sim 9{,}81$ м/с^2). У. различаются по характеру действия во времени (см. *Ускорение длительнодействующее*, *Ускорение ударное*). В авиац. и космич. технике (и медицине) наряду с У. используется термин «перегрузка» (ускорение, выраженное в ед. g).

УСКОРЕ́НИЕ ВОЗМУЩА́ЮЩЕЕ — ускорение, вызванное возмущающей силой. См. *Сила возмущающая.*

УСКОРЕ́НИЕ ДЛИТЕЛЬНОДЕ́ЙСТВУЮЩЕЕ летательного аппарата — ускорение, возникающее при взлёте и спуске ЛА, а также во время его маневрирования в полёте. Изменения в организме под влиянием У. д. зависят не только от их значения, направления, длительности, частоты воздействия и интервалов между ними, но и от исходного функционального состояния организма. Прежде всего проявляются нарушения в гемодинамике — перераспределение циркулирующего объёма крови под влиянием возросшего гидростатич. давления. Наряду с этим ухудшается процесс оксигенации (насыщение гемоглобина крови кислородом). Субъективное действие У. д. воспринимается как повышение веса тела с выраженным затруднением дыхания и движений конечностей, иногда испытываются неприятные ощущения в подложечной и боли в загрудинной областях. У. д. оказывает влияние и на функциональное состояние центр. нервной системы, что может быть связано с нарушениями кровоснабжения мозга и с повышенной афферентацией (потоком импульсов) со стороны внутр. органов. Под влиянием значит. У. д. может наступить потеря сознания, к-рое быстро восстанавливается после прекращения воздействия У. д., возможны также и зрит. нарушения. В равных условиях изменения слухового анализатора выражены слабее, практически функция дифференциров. приёма информации сохраняется. Возможны нарушения и вегетативной системы; повышаются частота сердечных сокращений и артериальное давление (на уровне сердца). Значит. сдвиги установлены также в работе др. систем организма (пищеварительной, выделительной и др.), к-рые сочетаются со структурными нарушениями разл. тканей. Изменения относит. постоянства внутр. среды организма, характеризующиеся длит. последействием и отражающие новый функциональный уровень, могут предопределять общую его резистентность (сопротивляемость) к обитанию в условиях невесомости. Для профилактики этих нарушений весьма эффективны методы общей и спец. тренировки (пребывание в условиях высокогорья, применение *центрифуг* и разл. стендов). Кроме того, в целях предупреждения или смягчения неблагоприятного влияния У. д. на гемодинамику космонавт располагается в КК таким образом, что У. д. действуют на него в поперечном направлении относительно продольной оси тела, т. к. эксперименты показывают, что в положении лёжа на спине или животе человек в состоянии перенести У. д. 10—12 g в течение 150 с. Оптимальные условия создаются, если человек находится относительно вектора У. д. под углом, близким к 80° (направление спина — грудь). В таком положении испытываемые переносили У. д. до 16 g в течение 50 с.

УСКОРЕ́НИЕ УДА́РНОЕ — ускорение малой продолжительности (менее 1 с) и большой скорости нарастания (от неск. сотен до неск. тысяч g/с). В космич. полёте У. у. возникает при *катапультировании* космонавта, при аварийном отделении кабины с космонавтом от РН и при посадке корабля на сушу или воду. Человек может без ущерба для здоровья переносить большие У. у., если они кратковременны. Однако при этом важное значение имеют направление действия У. у., скорость его нарастания, общая энергия, поглощаемая телом, конфигурация кресла, привязная система, правильный выбор позы, подготовленность организма. Если вектор У. у. совпадает по направлению с позвоночным столбом (или приближается к этому направлению), то возникает опасность нарушения его целостности. Так, при катапультировании (скорость нарастания У. у. в диапазоне 200—500 g/с) предел переносимости соответствует 20—22 g при времени воздействия 0,1—0,2 с. Этот предел значительно повышается при поперечно направленных ускорениях. Напр., испытаниями установлено, что для человека допустимы У. у. в направлении грудь — спина до 46 g и в направлении спина — грудь до 35 g при времени действия 0,37 с. При жёсткой аварийной посадке КК скорость нарастания У. у. может достичь 2000—3000 g/с. Если У. у. при этом превышает 25—30 g, то могут возникнуть неблагоприятные симптомы общей коммоции (сотрясения), а также локальных повреждений. В целях снижения возможного удара при приземлении КК, помимо парашютной системы, применяются демпфирующие посадочные устройства или тормозные ракетные двигатели.

УСКОРИ́ТЕЛЬ — 1) РД, используемый при старте (*стартовый ракетный двигатель*) или (и) в полёте (напр., самолёта) для сообщения дополнит. скорости; 2) двигательная установка или ступень РН со стартовым РД.

УСЛОВНОПЕРИОДИ́ЧЕСКИЕ ДВИЖЕ́НИЯ — движения механической системы, которые можно описать условнопериодич. функциями времени следующего вида:

$$f(t) = \sum a_{k_1,\ k_2,\ldots,\ k_n} \cos\left[(k_1\omega_1 + k_2\omega_2 + \ldots + k_n\omega_n)\,t + b_{k_1,\ k_2,\ldots,\ k_n}\right],$$

где $\omega_1, \omega_2, \ldots, \omega_n$ — некратные между собой частоты (их число равно n и конечно), $k_1, k_2, \ldots, k_n$ — номера гармоник соответствующих частот (целые положительные числа), $a_{k_1,\ k_2,\ldots,k_n}$ и $b_{k_1,\ k_2,\ldots,k_n}$ — соответственно амплитуды и фазы колебаний, t — время. Суммирование ведётся по всем $k_1, k_2, \ldots, k_n$.

Точка, совершающая У. д., возвращается в сколь угодно малую окрестность своего нач. положения за конечный (хотя, возможно, и очень большой) промежуток времени. Движение многих естеств. и искусств. небесных тел близко к условнопериодическому.

УСТА́ВКА — числовая информация, необходимая для проведения того или иного манёвра КА в целом (для заданного ориентирования КА, выдачи определённого корректирующего или тормозного импульса в известный момент времени и т. п.) либо для изменения параметров состояния отдельных систем или устройств КА (например, темп-ры, давления внутри КА).

Расчёт У. может производиться как в наземных центрах управления полётом КА, так и на бортовых ЦВМ. Исходными данными для расчётов являются нач. и требуемые значения параметров ориентации или орбиты КА либо состояния соответствующего устройства. Если расчёты приведут к нескольким вариантам, то из последних выбирается оптимальный в к.-л. смысле, напр. наиболее экономичный и требующий наименьшего времени для его исполнения. Рассчитанные У. затем кодируются и вместе со служебной информацией, определяющей в какое именно устройство должны быть введены У., передаются на борт КА по линии радиосвязи. Если же У. рассчитывались на самом КА, то они вводятся в соответствующую систему через промежуточные согласующие устройства.

УСТАНО́ВКА РАКЕ́ТЫ на пусковую установку — производится *установщиком*, грузоподъёмным краном или используется комбинированный способ. Включает, в общем случае, подъём (кантование) РН из горизонтального положения в вертикальное, сближение опор ПУ и опорных элементов РН до соприкосновения, передачу веса ракеты на ПУ.

При применении установщика РН закрепляется на его стреле или раме *транс-*

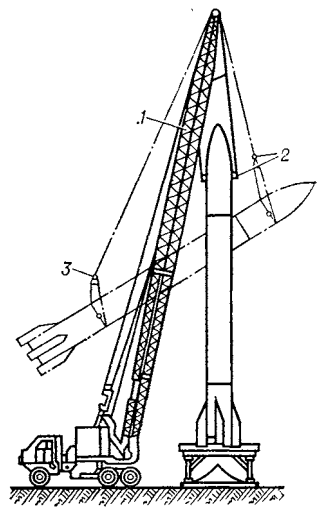


Рис. 1. Схема установки ракеты краном: *1* — стрела; *2* — основное грузозахватное устройство; *3* — дополнительное грузозахватное устройство

портно установочной тележки и переводится из горизонтального положения в вертикальное. Опусканием РН механизмами установщика или подъёмом опор ПУ осуществляют сближение опорных элементов РН и ПУ и передачу веса РН на ПУ. Выполнение последних операций нередко затруднено колебаниями РН, а следовательно, и её опорного торца под действием ветра. У. р. грузоподъёмными кранами осуществляют следующим способом. РН или её ступень (рис. 1) поднимают с трансп. агрегата с помощью осн. и дополнит. грузозахватных устройств крана и располагают над ПУ. При удлинении тросов полиспастной системы дополнит. грузозахватного устройства РН под действием собств. веса занимает вертик. положение и оказывается вывешенной на осн. грузозахватном устройстве. Опусканием РН производят сближение её опорных элементов с ПУ. Преимущества этого способа — возможность вести У. р. в вертик. положение кранами непосредственно с трансп. агрегата, минуя установщик, а также использование веса РН при её переводе из горизонтального положения в вертикальное. Однако при этом способе У. р. трудно обеспечить необходимую безопасность работ, учитывая влияние ветра, продолжительность и трудоёмкость технологич. операций. Поэтому установка собранных РН на ПУ производится в подавляющем большинстве случаев установщиками (рис. 2, 3). Иногда применяют также способ вертик. сборки РН кранами из отд. ступеней непосредственно на ПУ (напр., амер. РН серии «Сатурн» и «Титан-3»). У. р. на ПУ установщиком длится 0,5—3 ч и может производиться при скорости ветра до 20 м/с и при температурах окружающего воздуха от —40 до 50 °С.

УСТАНО́ВЩИК ракеты — агрегат для *установки ракеты* в вертикальное положение на пусковой установке (ПУ), снятия её (при необходимости) и приведения в положение для транспортировки. У. бывают передвижные (грунтовые или ж.-д.) и стационарные. Более распространены передвижные У.; они, как правило, кроме установки, обеспечивают транспортировку собранной РН с *технической позиции* на *стартовую позицию*. Такие У. наз. *транспортно-установочными агрегатами* (ТУА).

РН транспортируется в двух положениях: горизонтальном или вертикальном. В стартовых комплексах с горизонтальной транспортировкой применяют У. с подъёмной стрелой; передвижные их варианты называются лафетными У.; с опорным порталом — портальными У. Осн. часть У. с подъёмной стрелой — рама (или платформа), на к-рой размещаются все устройства, механизмы, системы. Рама монтируется на двух ходовых тележках (в передвижном варианте) или крепится анкерными болтами к фундаменту стартовой позиции (в стационарном варианте). Перед установкой рама передвижного У. закрепляется с помощью опорных устройств и винтовых стяжек, связанных с закладными элементами позиции. Опорные устройства — гидравлич. или винтовые домкраты, обеспечивающие горизонтирование У., его устойчивость при установке ракеты на ПУ; в нек-рых случаях опорные домкраты способны опускать раму, а следовательно, и весь У. с поднятой в вертик. положение РН. С рамой У. шарнирно связана подъёмная стрела. РН укладывается краном на стрелу или закатывается на неё вместе с *транспортно-установочной тележкой*. Для крепления на стреле РН или тележки с РН имеется запирающий механизм. Подъём стрелы в вертик. положение производится гидродомкратами, являющимися исполнит. силовым органом гидросистемы У. Затем опоры ПУ и опорные элементы РН сближаются, и вес РН со стрелы У. передаётся на ПУ. Могут быть случаи, когда перед этим необходимо произвести ориентацию вывешенной на стреле У. ракеты относительно ПУ и её предварит. вертикализацию. После установки РН на ПУ и раскрытия захватов стрела опускается, а У. или транспортно-установочная тележка отводятся со стартовой позиции. Управление операцией установки дистанционное, с пультов У., из командного пункта. Иногда стрелу не опускают в горизонтальное положение, а используют для обслуживания РН при подготовке её к пуску. В этом случае стрела У. оборудуется *площадками обслуживания*.

Портальные У. применяются только в передвижном варианте. Они всегда работают в комплекте с транспортно-установочной тележкой. Осн. элементы У.: рама, портал, гидросистема с гидродомкратами, механизм подъёма, полиспастная система с грузозахватными элементами и средства управления. Тележку с РН подают к ПУ; хвостовики рамы тележки стыкуются с приёмными кронштейнами ПУ, образуя самозапирающееся шарнирное соединение. У. располагают с другой стороны ПУ; его рама горизонтируется домкратами опорного устройства, а также крепится стяжками к ПУ и к закладным элементам стартовой позиции. С помощью гидродомкратов портал поднимают в вертик. положение. Грузозахватные элементы полиспастной системы надевают на спец. рамы транспортно-установочной тележки. Грузовая лебёдка подъёмного механизма (с приводами электромеханич. или электрогидравлич. типа) приводится в действие; тележка с РН поднимается в вертик. положение, и РН вывешивается над ПУ. Поскольку тросы воспринимают только растягивающие усилия, возникает опасность (при подходе тележки с РН в вертик. положение) падения РН с тележкой на портал У. после прохода центра тяжести системы РН — тележка над осью поворота тележки. Во избежание этого вводят жёсткий распор между тележкой и порталом (в этом случае гидросистема У. работает как демпфер) или противовес.

После подъёма РН в вертик. положение производят сближение её опорных элементов с опорами ПУ и передачу веса РН на ПУ. Затем ставят *ветровые захваты*, освобождают РН от тележки, к-рую опускают в походное положение и удаляют со стартовой позиции. Для предотвращения самопроизвольного падения стрелы или портала У. в случае обрыва магистралей гидросистемы в конструкцию последней вводят обратные гидродомкраты, допускающие движение жидкости в магистралях только в одном направлении. Они ставятся непосредственно у гидродомкратов механизмов подъёма стрелы и портала и в случае аварии запирают жидкость в полостях гидродомкратов.

Г. К. Кочанов.

УСТО́ЙЧИВОСТЬ РАБО́ЧЕГО ПРОЦЕ́ССА ракетного двигателя — см. *Неустойчивость рабочего процесса*.

УТИЛИЗА́ЦИЯ ОТХО́ДОВ ЖИЗНЕДЕ́ЯТЕЛЬНОСТИ — переработка *отходов жизнедеятельности* с целью возвращения максимального количества химических элементов и соединений в круговорот веществ применительно к СЖО КК. Существуют как физико-хим., так и биол. способы У. о. ж. Физико-хим. способы могут быть реализованы путём

Рис. 2. Установка РН «Союз»

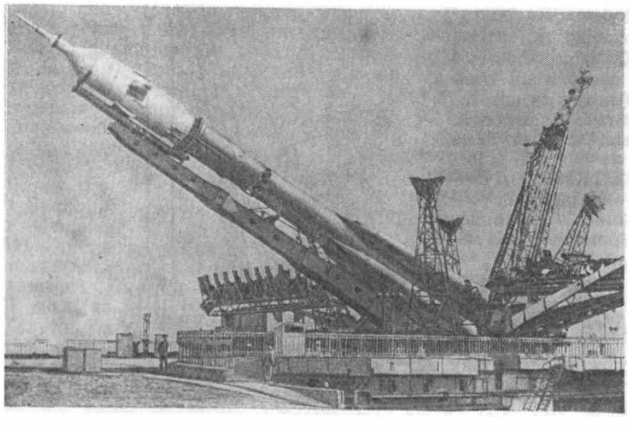
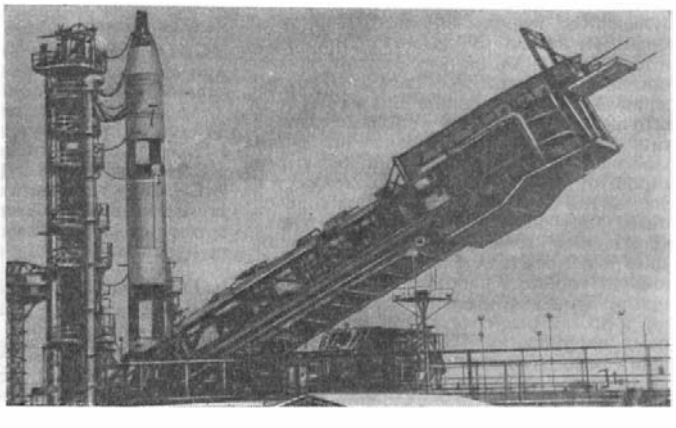


Рис. 3. Установка РН «Титан-2»



использования явлений катализа, фотолиза, разделения фаз и т. д. Так, напр., известны способы фотолитич. разложения углекислого газа до углерода и кислорода, а также его каталитич. разложения до кислорода и окиси углерода на твёрдых электролитах. При этом кислород возвращается в круговорот для дыхания, а углерод и окись углерода являются тупиковыми продуктами. Биол. способы в основном сводятся к *фотосинтезу* и *минерализации* биологической. Создание *замкнутой биотехнической системы* жизнеобеспечения станет возможным при решении задачи наиболее полной У. о. ж.

УТИНО́УРА — космодром Японии, расположенный на побережье Тихого океана (31°15′ с. ш., 131° 5′ в. д.) в префектуре Кагосима (о. Кюсю). Официально открыт запуском япон. ракеты «Каппа-9-М» в 1963. Пл. 51 км². На У. имеются 2 стартовых комплекса (по одной стартовой позиции на каждом) для запусков РН «Ламбда» и «Ми». С У. 11.2.1970 запущен первый япон. ИСЗ. Географич. расположение У. позволяет выводить КА на орбиты с наклонением ~ 30°. Пуски РН обеспечиваются РЛС, оптич., телеметрич. и др. средствами. См. вкл. XLII.

УХО́Д гироскопа (или *гироскопической стабилизированной платформы*) — основной показатель качества *гироскопа*, характеризующий скорость углового отклонения его оси от первоначально приданного направления. У. вызывается неточной сбалансированностью гироскопа, трением в подшипниках его подвеса, паразитными моментами угломерных датчиков, токоподводов и др. возмущениями, полное устранение к-рых по технич. причинам невозможно. Гироскопы высокого класса точности имеют У. порядка 0,1—0,01 углового градуса в час и менее.

«У́ЭСТАР» (англ. Westar, сокр. от Western Star — западная звезда) — наименование ИСЗ для региональной коммерческой системы связи США, принадлежащей американской фирме «Уэстерн юнион телеграф» (Western Union Telegraph). ИСЗ «У.», изготовленные фирмой «Хьюз эркрафт» (Hughes Aircraft), аналогичны ИСЗ «*Аник*» модели А. На стационарную орбиту РН «Торад-Дельта» выведены 13.4.1974 «У.-1», к-рый находится над 99° з. д., 10.10.1974 «У.-2» (91° з. д.), 9.8.1979 «У.-3» (91° з. д.). 26.2.1982 на стационарную орбиту выведен РН «Торад-Дельта» «У.-4», а 9.6.1982 — «У.-5». «У.-4» находится над 99° з. д., «У.-5» — над 123° з. д. Эти ИСЗ более совершенны, чем «У.-1» — «У.-3», и рассчитаны на эксплуатацию в течение 10 лет. Стоимость каждого ИСЗ — 28 млн. долларов. Наземный комплекс системы связи на базе ИСЗ «У.» включает 5 станций в р-нах Нью-Йорка, Атланты, Чикаго, Лос-Анджелеса и Далласа.

Ф-1 (F-1) — американский ЖРД, разработанный фирмой «Рокетдайн» (Rocketdyne) в 1959—66 для 1-й ступени РН «*Сатурн*-5»; самый мощный зарубежный ЖРД. Топливо двухкомпонентное (окислитель — жидкий кислород, горючее — керосин) с массовым соотношением компонентов 2,27; тяга на земле 6,77 МН, в пустоте 7,776 МН; уд. импульс на земле 2603 м/с, в пустоте 2982 м/с; масса ~ 7860 кг; выс. 5,6 м; диам. 3,8 м; продолжительность работы 168 с. ЖРД состоит из камеры, ГГ, ТНА, агрегатов автоматики и др. Для защиты конструкции от излучения реактивной струи и воздействия вызываемых ею обратных потоков горячего газа на ЖРД устанавливается теплоизоляц. оболочка, увеличивающая его массу до 8400 кг.

Камера ЖРД состоит из цилиндрич. части — камеры сгорания (рабочее давление 7,78 МПа) и профилированного сопла (геометрич. степень расширения 16). Смесит. головка камеры — плоская, с неск. тысячами отверстий для впрыска окислителя и горючего (расположенные по концентрич. окружностям отверстия образуют смесит. элементы со столкновением струй одноимённых компонентов топлива). На огневом днище головки установлены антипульсац. перегородки в виде 2 концентрич. колец и 12 радиальных рёбер, разделяющих зону горения на 13 частей. Корпус камеры до геометрич. степени расширения 10 образован трубками, к-рые соединены твёрдым припоем и подкреплены снаружи рубашкой и бандажами. К трубчатой части камеры крепится съёмный выходной участок сопла (насадок). Окислитель из насоса поступает в смесит. головку камеры через 2 диаметрально расположенных патрубка и направляется к впрыскивающим отверстиям. Горючее поступает вначале в коллектор у смесит. головки, из к-рого 30% горючего направляется к впрыскивающим отверстиям, а остальная часть используется для *регенеративного охлаждения* трубчатого участка камеры: по одним трубкам горючее направляется к соплу, а затем по др. трубкам возвращается для впрыска в камеру сгорания. Сопловой насадок охлаждается отработанными газами турбины, которые через щели во внутренней стенке насадка вводятся в основной поток газа.

ГГ работает на осн. компонентах топлива с избытком горючего (соотношение топливных компонентов 0,42). Через ГГ расходуется ~ 3% суммарного расхода топлива. Смесит. головка ГГ — с отверстиями для впрыска окислителя и горючего, расположенными по концентрич. окружностям. Периферийные отверстия создают у стенки защитную плёнку *завесного охлаждения* из горючего.

ТНА — одновальный, состоящий из осецентробежных одноступенчатых насосов окислителя и горючего и осевой двухступенчатой турбины. Мощность ТНА 41 МВт, частота вращения 92 $с^{-1}$. Насос окислителя — с осевым подводящим и 2 тангенциальными отводящими патрубками; насос горючего — с 2 радиальными подводящими и 2 тангенциальными отводящими патрубками. Турбина — активная, со ступенями скорости. На выходе из неё установлен теплообменник для испарения жидкого кислорода и подогрева газообразного гелия с целью получения газов, используемых для наддува топливных баков РН.

Запуск и выключение ЖРД производятся при помощи клапанов, управляемых от гидравлич. командной системы (рабочая жидкость — керосин, подаваемый наземной системой обслуживания, а затем — насосом ТНА). Пусковые расходы топливных компонентов обеспечиваются их гидростатич. напором и давлением наддува баков. Зажигание топлива в камере сгорания — хим.: при помощи пускового горючего (смесь триэтилборана и триэтилалюминия), содержащегося в гильзе, к-рая разрушается давлением горючего. Зажигание в ГГ — пиротехническое (таким же образом в сопловом насадке воспламеняется газовая смесь, поступающая из турбины). В полёте ЖРД не регулируется.

Ф-1 крепится к РН или жёстко, или при помощи карданного подвеса, обеспечивающего поворот ЖРД в плоскостях курса и тангажа на угол ± 6°. С этой же целью в РН установлены силовые гидроприводы (рабочая жидкость — керосин, поступающий от насоса ТНА).

В конструкции Ф-1 широко используются никелевые сплавы: из них изготовлены мн. трубопроводы, ротор и корпус турбины, выхлопной патрубок ТНА, теплообменник, крышка смесит. головки камеры, сопловой насадок. Корпуса насосов и клапанов выполнены из алюм. сплавов, трубчатая часть камеры — из нержавеющей стали, огневое днище камеры с антипульсац. перегородками — из медного сплава. *В. И. Прищепа.*

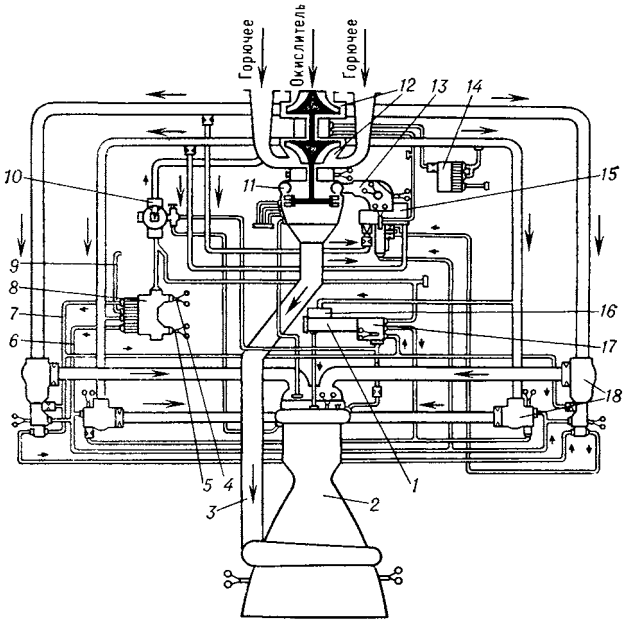


Схема ЖРД Ф-1: *1* — гильза с пусковым горючим; *2* — камера; *3* — газовод с теплообменником; *4* — пусковой электромагнитный клапан; *5* — отсечной электромагнитный клапан; *6* — линия управления закрытием клапанов; *7* — линия управления открытием клапанов; *8* — блок управляющих клапанов; *9* — линия подачи управляющей жидкости от наземной системы; *10* — клапан системы проверки и обслуживания; *11* — турбина; *12* — насосы; *13* — газогенератор; *14* — управляющий клапан; *15* — блок пускоотсечных клапанов; *16* — пусковой клапан системы зажигания; *17* — клапан, управляющий открытием главных клапанов горючего; *18* — главные клапаны

ФА́БИАН (Fabian) Джон (р. 1939), космонавт США, полковник ВВС. Получил степень бакалавра наук в области машиностроения в Вашингтонском ун-те (1962), магистра наук в области аэрокосмич. техники в Технологич. ин-те ВВС (1964), доктора наук в области физики и аэрокосмич. техники в Вашингтонском ун-те (1974). С 1978 в группе космонавтов НАСА. 18—24 июня 1983 совм. с Р. *Крипгеном*, Ф. *Хауком*, С. *Райд*, Н. *Тагардом* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Челленджер») в качестве специалиста по операциям на орбите. Полёт продолжался 6 сут 2 ч 24 мин 10 с.

ФА́КЕЛЫ на Солнце — яркие фотосферные образования, наблюдаемые на диске *Солнца* в белом свете. Темп-ра их на 100—300 К выше температуры фотосферы. Ф. обладают волокнистой структурой. В центре диска Солнца Ф. не видны, к краям диска контраст Ф. возрастает. Число Ф. на диске зависит от фазы цикла *солнечной активности*. Они появляются в активной области Солнца раньше солнечных пятен и исчезают позже них. В хромосфере над факелами существуют яркие образования, наз. флоккулами, к-рые хорошо видны в свете линий водорода и ионизованного кальция.

ФАЛЕРИ́СТИКА КОСМИ́ЧЕСКАЯ (от лат. falerae, phalerae — металлич. украшения, служившие воинскими знаками отличия, от греч. phálara — металлич. бляхи, побрякушки) — собирание и изучение нагрудных знаков и значков, посвящённых исследованию и освоению космического пространства. В рисунках и надписях на них отражена история космонавтики.

Значки, посвящённые первому сов. ИСЗ, появились вскоре после его запуска. Это круглый значок диам. 17 мм. На нём контурное изображение земного шара, опоясанного линиями меридианов и параллелей, прочерчена линия орбиты с символич. изображением ИСЗ в виде красного кружочка, надписи: «1 советский спутник Земли» и «1957». Круглый значок диаметром 16 мм с изображением земного шара и летящего по орбите ИСЗ, надписи: «СССР» и «4 октября 1957». Круглый значок диаметром 19 мм с выпуклым контурным изображением континентов, над к-рыми проходит орбита с ИСЗ. Значок при помощи колечка крепится к колодке прямоугольной фор-

мы (размером 18 × 5 мм) с текстом: «Спутник СССР 4 октября 1957». Изготовлено большое число круглых значков из разл. металлов диам. 14 мм с изображением земного шара, орбиты и ИСЗ, располож. в центре значка, без надписей на них, и прямоугольных (разных размеров и форм) с аналогичными изображениями на них (всего ок. 50). Выпущены также значки в ЧССР, ГДР и др. странах.

В СССР ок. 20 значков (из различных металлов) посвящены второму (с изображением первого пассажира спутника — собаки Лайки) и третьему сов. ИСЗ. Кроме того, значки с изображением первых сов. ИСЗ включены в серийные выпуски, приуроченные к знамена т. датам (50-летию Великой Октябрьской социалистич. революции, 10-й годовщине со дня запуска 1-го сов. ИСЗ и др.). Всего первым сов. ИСЗ в разных странах посвящено св. 100 значков.

Первые значки, посвящённые полёту Ю. А. Гагарина на КК «Восток»,— это значки из плотной бумаги, прикрепляемые при помощи булавки к лацкану пиджака; выпущены в день встречи его в Москве. Их два варианта. На первом — на красном фоне портрет Гагарина (разных размеров) в авиац. шлеме, под ним надпись: «Юрий Алексеевич Гагарин». На втором (размером 75 × 45 мм) — эллипс 53 × 40 мм с портретом космонавта в форме офицера ВВС без головного убора и надписью: «Юрий Алексеевич Гагарин». Портрет светло-коричневого цвета, фон значка — красный. Из разл. металлов изготовлены значки с портретом Гагарина и символич. изображениями парящего в космосе человека, КК, надписями («СССР», «Первый космонавт Ю. А. Гагарин», «Космический корабль „Восток“», «Первый космонавт планеты Земля», «Первый человек в космосе» и др.), а также датами («12.IV. 1961», «1961», «Апрель 1961» и др.). Выпущены также значки с фотографиями космонавта и значки в сериях: «Звёздный», «СССР» и др. (всего ок. 100). В др. странах этому полёту посвящено св. 120 значков.

Первые значки, отображающие полёты КК «Восток-2» — «Восток-6» и «Восход», изготовлены из плотной бумаги с креплением при помощи булавки; широко распространялись в дни встречи космонавтов в Москве. Все они (разных размеров) с портретами космонавтов в эллипсе светло-коричневого цвета; фон значка вокруг эллипса красный. Изготовлено также большое кол-во значков из различных металлов с портретами космонавтов, изображениями КК и памятными надписями на них. Большое число металлич. значков посвящено полётам КК «Восход-2» и «Союз» (с изображением на них КК, портретами космонавтов и символич. атрибутами полётов). Всего КК «Восток» посвящено св. 100, «Восход» — ок. 40 и «Союз» — св. 200 значков.

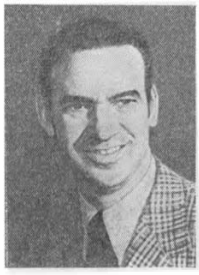
До полёта по программе ЭПАС в СССР из анодированного алюминия изготовлено неск. значков. В кон. 1972 — первый значок с эмблемой полёта (автор эмблемы Г. А. Балашова) для посетителей павильона «СССР» на междунар. выставке авиац. и космич. техники в предместье Парижа Ле-Бурже в мае 1973. Это круглый значок диам. 20 мм, в центре к-рого изображён стилизованный земной шар с датой «1975». Земной шар опоясан двумя разноцветными шлейфами орбит, вписанными одна в другую. На красной эмалевой орбите нанесена надпись «Союз», на тёмно-синей — «Apollo». Земной шар покрыт белой эмалью (в 1973 в США изготовлены аналогичные значки диам. 18 и 22 мм из томпака). Второй значок (1974) — копия первого сов. значка, но диам. 21 мм. В том же году выпущены значки, на одном из к-рых — круглом (диам. 24 мм) — изображён стилизованный земной шар с градусной сеткой; его опоясывают разноцветные шлейфы орбит, вписанных одна в другую; на красной орбите надпись «Союз», на тёмно-синей — «Apollo»; земной шар покрыт серой эмалью. Др. значок — квадратный с выгнутыми наружу сторонами размером 25 мм; в центре значка — стилизованный земной шар с датой «1975»; его опоясывают витки орбит, в шлейфах к-рых надписи: на красном фоне — «Союз», на синем — «Apollo»; земной шар покрыт голубой эмалью, небо — чёрной.

После завершения полёта по программе ЭПАС в СССР выпущены круглые, эллиптич., прямоугольные, квадратные и др. формы значки с изображением эмблемы полёта, стилизованным изображением КК «Союз» и «Аполлон» до и после стыковки и др. Программе ЭПАС в СССР и США посвящено ок. 200 значков. Каждый полёт по программам «Меркурий», «Джемини», «Аполлон», «Скайлэб», «Спейс шаттл» в США имел свою эмблему, и к дате старта выпускались значки с этой эмблемой.

В СССР выпущено ок. 50 значков серий «Космос», «Полёт», «Электрон», «Протон», «Молния», «Метеор», ок. 120 — серий «Луна» и «Зонд», св. 20 — «Венера», ок. 30 — «Марс».

Большое распространение получили значки, приуроченные к знаменат. датам по истории космонавтики. В 1967 выпущены серии: «Космос» — из 10 прямоугольных (25 × 15 мм) значков, изготовл. из томпака (автор эскиза В. М. Кондратьев), «Первое десятилетие» — из 10 алюм. квадратных (17 мм) значков (автор эскиза А. В. Плетнёв). В 1972 три и в 1973 одна серии по 26—28 значков: «Звёздный» и «СССР» — прямоугольники (20 × 22 мм), «Памятник Циолковскому» — прямоугольник (32 × × 20 мм) и «Герои космоса СССР» — правильный пятиугольник со стороной 18 мм с портретами С. П. Королёва и космонавтов. Материал значков всех четырёх серий — меднёный алюминий, портреты изготовлены вакуумным напылением на ситалловых прямоугольных пластинках 15 × 12 мм. В эти же годы выпущена серия «Они открывали дорогу к звёздам» из 9 наименований: «Николай Коперник», «Джордано Бруно», «Иоганн Кеплер», «Галилео Галилей», «Исаак Ньютон», «Михайло Ломоносов», «К. Циолковский», «Альберт Эйнштейн» и «С. Королёв» (выполнены по барельефам, экспонирующимся в Гос. музее истории космонавтики им. К. Э. Циолковского в Калуге). Материал — меднёный алюминий. В 1973 выпущена серия «Советские исследования космоса» из 24 наименований (в двух вариантах: анодированный и меднёный алюминий) и др. серии. С началом полётов междунар. экипажей по программе «Интеркосмос» (1978—81) в социалистич. странах выпущено св. 200 значков (в т. ч. в СССР — 11 серий по 9—12 шт.).

В Ф. к. входят также значки, посвящённые пионерам космонавтики, науч. учреждениям, музеям, обсерваториям, междунар. конгрессам, съездам, конференциям и симпозиумам по космонавтике, Звёздному городку, кораблям слежения, КА, космодромам (особенно космодрому Байконур), Дню космонавтики, а также космич. символика.


Дж. Фабиан

Фам Туан

Всего по космич. тематике выпущено в СССР св. 2000, в социалистич. странах св. 500, а в США и др. капиталистич. странах ок. 500 значков. См. вкл. XLVI, LIII. *Георг. Ал-дрович Назаров.*

ФАМ ТУА́Н (р. 1947) — космонавт СРВ, полковник, Герой Вооружённых Сил (1972), Герой Труда СРВ (1980). Чл. КПВ с 1968. Первый гражданин СРВ, совершивший полёт в космос. В 1967 окончил воен. уч-ще лётчиков в СССР; служил в истребительной авиации СРВ. В 1982 окончил Военно-воздушную академию им. Ю. А. Гагарина. В 1979 отобран кандидатом для пилотируемого полёта по программе «Интеркосмос»; прошёл полный курс обучения в Центре подготовки космонавтов им. Ю. А. Гагарина. 23—31 июля 1980 совместно с В. В. *Горбатко* совершил полёт на КК «Союз-37» (в качестве космонавта-исследователя) и орбит. станции «Салют-6» (осн. экипаж Л. И. *Попов*, В. В. *Рюмин*) с пристыкованным к ней КК «Союз-36». Возвратился на Землю на КК «Союз-36». Полёт продолжался 7 сут 20 ч 42 мин. Ф. Т. присвоено звание Героя Сов. Союза (1980). Награждён орденом Хо Ши Мина 1-й степени, орденом Ленина и др. орденами и медалями.

ФА́РКАШ (Farkas) Берталан (р. 1949) — космонавт ВНР, подполковник, лётчик-космонавт ВНР (1980), Герой ВНР (1980). Чл. ВСРП с 1976. Первый гражданин ВНР, совершивший полёт в космос. Учился в авиационно-технич. уч-ще им. Д. Килиана. В 1972 окончил воен. уч-ще лётчиков в СССР; служил в истребительной авиации ПВО ВНР. В 1978 отобран кандидатом для пилотируемого полёта по программе «Интеркосмос»; прошёл полный курс обучения в Центре подготовки космонавтов им. Ю. А. Гагарина. 26 мая — 3 июня 1980 совместно с В. Н. *Кубасовым* совершил полёт на КК «Союз-36» (в качестве космонавта-исследователя) и орбит. станции «Салют-6» (осн. экипаж Л. И. *Попов*, В. В. *Рюмин*) с пристыкованным к ней КК «Союз-35». Возвратился на Землю на КК «Союз-35». Полёт продолжался 7 сут 20 ч 45 мин 44 с. Ф. присвоено звание Героя Сов. Союза (1980). Награждён орденом Ленина и медалями. Портрет на стр. 422.

ФА́У — управляемые реактивные летательные аппараты. Созданы и применены Германией в кон. 2-й мировой войны 1939—45 для деморализации населения Великобритании с целью выведения её из войны. С 13.6.1944 вёлся обстрел Лондона крылатыми аппаратами Фау-1 (V-1, Fi-103, FZG-76) с прямоточными пульсирующими ВРД, разработанными

Б. Фаркаш

В. П. Фёдоров

фирмами «Аргус» (Argus) и «Физелер» (Fieseler) (конструктор Р. Луссер) в виде самолёта-среднеплана. С 8.9.1944 применялись баллистич. ракеты Фау-2 (V-2, А-4), разработанные ракетным центром *Пенемюнде* (конструктор В. фон *Браун*). Из 4300 запущенных ракет 1402 применены непосредственно против Великобритании, 517 из них взорвались в Лондоне.

ФЕДЕРА́ЦИЯ КОСМОНА́ВТИКИ СССР — общественная организация, объединяющая Федерации космонавтики союзных республик и Комитеты космонавтики автономных республик, краёв, областей, городов. Осн. в 1978. Органом управления является бюро, избираемое один раз в четыре года на Пленуме Ф. к. СССР. Бюро избирает из своего состава председателя и трёх заместителей. При Ф. к. СССР имеются советы (научно-технич. и ветеранов ракетно-космич. техники); секции (пропаганды; истории космонавтики; ракетно-космич. техники; астрофизики и физики атмосферы; механики космич. полёта; исследования космич. пространства; природных ресурсов Земли и охраны окружающей среды; медико-биологич. проблем и жизнеобеспечения; ракетно-космич. моделирования); комиссии (авиационно-космич. образования; спортивно-технич. проблем космонавтики; междунар. связей).

Задачи Ф. к. СССР: содействовать орг-циям и предприятиям в широком распространении информации, имеющей отношение к космонавтике, стимулировать и поддерживать интерес общественности к космич. исследованиям; сотрудничать с соответствующими междунар. и нац. орг-циями во всех областях, связанных с космонавтикой и мирным использованием космич. пространства; поощрять коллективы и отд. лиц за активное участие в космич. исследованиях и их пропаганду. Чл. Ф. к. СССР являются граждане СССР, а также коллективы орг-ций, ведомств и предприятий. Пред. Ф. к. СССР — Н. Н. *Рукавишников*.

ФЁДОРОВ Александр Петрович (р. 1872 — год смерти неизвестен) — русский изобретатель. В 1896 опубликовал в Петербурге труд «Новый принцип воздухоплавания...», в к-ром описал устройство ракетного аппарата для передвижения в пространстве, исключающее атмосферу как опорную среду. В качестве рабочего тела предлагались пар, сжатый воздух и углекислый газ. Именем Ф. назв. кратер на Луне.

ФЁДОРОВ Владимир Павлович (1915—1943) — советский лётчик-испытатель. В февр.— марте 1940 испытал первый сов. ракетопланёр *РП-318* конструкции С. П. Королёва. Участвовал в испытании ряда образцов авиац. техники.

ФЕОКТИ́СТОВ Константин Петрович (р. 1926) — космонавт СССР, Герой Сов. Союза (1964), лётчик-космонавт СССР (1964), доктор технич. наук (1967), профессор (1969). Участвовал в Великой Отечеств. войне 1941—45. В 1949 окончил МВТУ им. Н. Э. Баумана. Работал в разл. н.-и. орг-циях. С 1964 в отряде космонавтов. 12—13 окт. 1964 совм. с В. М. *Комаровым* и Б. Б. *Егоровым* совершил полёт на КК «Восход» в качестве науч. сотрудника. Проводил исследования оптич. характеристик границы атмосферы, испытания новых приборов системы ориентации, управления и контроль за бортовой аппаратурой. Полёт продолжался 1 сут 17 мин 3 с. Чл.-корр. Междунар. академии астронавтики. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР, золотая медаль «Космос» и медаль де Лаво (ФАИ). Ленинская пр. (1966), Гос. пр. СССР (1976). Награждён орденом Ленина, 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденом Отечеств. войны 1-й степени и медалями. Имеет звание Герой Труда СРВ. Почётный гражданин города Калуги. Именем Ф. назв. кратер на Луне.

ФЕ́РМА ОБСЛУ́ЖИВАНИЯ (франц. ferme, от лат. firmus — крепкий, прочный) — агрегат на ПУ, обеспечивающий по высоте и периметру доступ людей, подачу приборов, приспособлений и т. п. к различным отсекам РН с КА, находящейся в вертикальном положении на ПУ в период подготовки к пуску. Ф. о.— один из конструктивных видов агрегатов обслуживания; представляют собой ажурные пространств. металлоконструкции в виде башен с многоярусными *площадками обслуживания*, имеющими ограждения с внеш. стороны. В *стартовом комплексе* РН «Восток» применяют две Ф. о., шарнирно закреплённые на поворотном круге ПУ. С пульта управления с помощью силовых стрел и гидродомкратов эти фермы переводят в вертик. рабочее положение, при этом их площадки обслуживания охватывают РН и создают вокруг неё круговые балконы. Исходное положение Ф. о. почти горизонтальное. Для подъёма на площадки обслуживания используются лифты, встроенные в центральную часть металлоконструкций Ф. о. С помощью этих же лифтов поднимаются космонавты при посадке в КК. Ф. о. отводятся от ракеты примерно за 45 мин до пуска (в стартовом комплексе РН «Восток»).

ФИЗИОЛОГИ́ЧЕСКИЕ ИССЛЕ́ДОВАНИЯ в космическом полёте. В полёте для непрерывного врачебного контроля используются электрокардиография, сейсмокардиография и пневмография (запись дыхания). При электрокардиографии электроды и датчики фиксируются на теле космонавта с помощью спец. нагрудного пояса; электроды чаще всего располагаются справа и слева по ср. подмышечной линии на уровне 5-го межреберья. Для снятия в полёте электрокардиограммы разработаны способы фиксации датчиков на теле космонавта, позволяющие получать высококачеств. информацию при длит. нахождении электродов на теле как в состоянии покоя космонавта, так и во время его движения. Новый метод изучения сократит. функции сердца в полёте — сейсмокардиография; проводится с помощью датчика, воспринимающего вибрации грудной стенки. В нагрудный пояс вмонтирован также угольный датчик, с помощью к-рого производится пневмография.

На КК «Восток» были использованы для Ф. и. также методы электроэнцефалографии (для изучения состояния центральной нервной системы), электрооку-лографии (для исследования движений глазного яблока с целью выявления признаков раздражения вестибулярного аппарата). На КК «Восход» были впервые применены съёмные датчики и электроды при проведении спец. программы мед. исследований. Последовательно регистрировались электроэнцефалограмма, электрооку-лограмма, динамограмма (изучение нервно-мышечной системы) и двигат. процессы при письме (исследование координации движений). Запись осуществлялась при выполнении космонавтами функциональных проб.

Важное значение для разработки методов Ф. и. имеют проведённые лётные эксперименты с животными. На втором советском ИСЗ использовалось до 10 разнообразных методич. приёмов для исследования системы кровообращения, дыхания и терморегуляции, а также нервно-мышечной системы собаки. В эксперименте на спутнике «Космос-110» было проведено автоматизированное физиол. обследование животных с искусств. стимуляцией рецепторных зон и введением фармакологич. веществ. Обширные исследования проводились в США, в частности на биол. ИСЗ «Биос-3» с обезьяной.

ФИЛАТЕЛИ́Я КОСМИ́ЧЕСКАЯ (франц. philatélie, от греч. philéō — люблю и atéleia — освобождение от оплаты, пошлины, сбора) — собирание и изучение знаков почтовой оплаты и других почтовых и филателистических документов космической тематики: почтовых марок (зубцовых, беззубцовых, с надпечатками, с купоном, сцепок, в малых листах) и блоков (одно-, двух- и многомарочных), почтовых конвертов и карточек — стандартных, художественных маркированных, маркированных с оригинальной маркой, первого дня, специального гашения (СГ), прошедших почту (в т. ч. простых, с оплаченным ответом, авиа- и авиазаказных, для внутр. и междунар. корреспонденции), и оттисков специальных памятных штемпелей почтового гашения, картмаксимумов, посвящённых исследованиям космич. пространства. В рисунках и надписях всех этих документов отражена история космонавтики.

Хотя Ф. к. появилась после запуска первого сов. ИСЗ, первой её маркой считается марка из серии «Учёные нашей Родины» с портретом К. Э. Циолковского (по фотографии 1932), выпущенная в СССР 15.8.1951. На лацкане пиджака учёного — орден Трудового Красного Знамени и почётный знак Осоавиахима. Под портретом надпись: «К. Э. Циолковский выдающийся русский учёный, изобретатель». Впервые изображение ракеты появилось на этой марке. Вскоре после запуска первого сов. ИСЗ, 7.10. 1957, изданы 2 марки: первая — в серии, посвящённой МГГ,— «Ракетные исследования. Запуск ракеты для исследования верхних слоёв атмосферы», на к-рой изображены ракета на фоне звёздного неба и части земной поверхности; вторая — в честь 100-летия со дня рождения Циолковского (в центре — портрет учёного, выполненный по картине художника И. Архипова, справа — ракета на фоне планеты Сатурн и двух космонавтов, слева — раскрытая книга и КК). На второй марке 28.11.1957 была сделана надпечатка чёрного цвета: «4/X—57 г. Первый в мире искусств. спутник Земли». Это была в Ф. к. первая надпечатка.

К кон. 1983 Циолковскому в СССР было посвящено св. 10 почтовых марок, св. 20 маркиров. конвертов, св. 10 почтовых карточек, св. 10 СГ, на к-рых отмечены юбилейные даты, связанные с именем учёного, и др. Выпущены также марки на Кубе (в серии «5-летие полёта человека в космос») — с портретом учёного и чертежа КК, в Румынии (в серии «Космические ракеты») — с изображением обратной стороны Луны с кратером Циолковского, в Венгрии (в серии «От Икара до космической ракеты — II первенство мира по высшему пилотажу. Будапешт») — первая иностр. марка с изображением ракеты Циолковского, в СРВ и Португалии (в серии, посвящённой 26-му конгрессу МАФ) — с портретом учёного; конверты — в Бразилии (к 107-й годовщине со дня рождения Циолковского); 2 конверта в Нидерландах (с изображением медали, выпущенной к 100-летию со дня рождения учёного, и с его портретом) и др. Почтовые ведомства 20 стран посвятили Циолковскому св. 120 почтовых марок, конвертов, карточек, СГ и др. филателистич. документов.

Первая марка, посвящённая 1-му сов. ИСЗ, выпущена в СССР 5.11.1957. На ней изображён спутник на эллиптич. орбите вокруг земного шара, сделаны надписи: «Первый в мире советский искусственный спутник Земли» и «4 октября 1957 г.». Марка чёрно-синего цвета, отпечатана на голубой бумаге. 28 дек. издана вторая марка с тем же изображением и текстом ярко-синего цвета, отпечатанная на белой бумаге. В 1957 в сериях, посвящённых МГГ, выпущены марки с изображениями сов. ИСЗ: в Румынии — 4 марки с купонами (первые в Ф. к. сцепки с купонами) с изображением 1-го и 2-го сов. ИСЗ; в ГДР (1-й сов. ИСЗ); в Чехословакии (2-й сов. ИСЗ); на о-ве Кюрасао. Если в 1957 в 5 странах было выпущено 15 марок Ф. к., то в 1958 такие марки издавались уже в 12 странах. 26.3.1958 почта КНДР в ознаменование МГГ выпустила серию зубцовых и первых в Ф. к. беззубцовых марок с изображением 1-го сов. ИСЗ. Почта Румынии 10.12.1957 выпустила две марки с изображением первого космич. путешественника — собаки Лайки. Это событие позднее было отражено на марках МНР, Польши, Бурунди и др. стран. Первая марка СССР Ф. к. с купоном была издана после запуска 3-го сов. ИСЗ (16.7. 1958). Более 20 стран посвятили свои филателистич. документы, в т. ч. св. 100 марок, первым сов. ИСЗ.

Первая марка, посвящённая полёту человека в космос, издана в СССР 13.4. 1961. Это зубцовая почтовая марка (10 коп.), на к-рой изображены КК, космонавт в скафандре в кабине КК, контурные очертания Моск. Кремля. На ней надписи: «Человек Страны Советов в космосе», «12-IV-1961». Вторая зубцовая марка (6 коп.) с купоном выпущена 14 апр.; на ней изображены первый сов. ИСЗ, РН, КК и антенна станции слежения, Спасская башня Кремля, обсерватория на фоне МГУ, тексты: «Человек Страны Советов в космосе», «Слава советской науке и технике!», «12-IV-1961». Третья зубцовая марка (3 коп.) издана 17 апр.; на ней портрет Ю. А. Гагарина, КК, Звезда Героя Сов. Союза. Ещё 3 марки (3, 6 и 10 коп.) были выпущены 17 июня в том же оформлении и цветах в беззубцовом исполнении. 13 и 14 апр. на Главпочтамте и на Центр. телеграфе в Москве проводились СГ памятным штемпелем, на к-ром изображены КК, Земля, планеты, сделаны надписи: «Человек Страны Советов в космосе», «Москва-почтамт» и дата «12.IV.1961 г.». В 1961 выпущены следующие филателистич. документы: в Чехословакии 13 апр.— 2 марки с изображением космонавта в скафандре, парящего в космосе; в ГДР 18 апр.— марка с изображением земного шара с картой СССР, 20 апр.— 2 марки с изображением космонавта в скафандре у пульта управления КК и спуска капсулы на парашюте; в Румынии 19 апр.— две зубцовые и одна беззубцовая марки, на к-рых изображены космонавт во время тренировки в скафандре в КК «Восток», земной шар и орбита; в Венгрии 25 апр.— 2 зубцовые и 2 беззубцовые марки с изображением старта ракеты и портретом Гагарина; в Болгарии 26 апр. марка с портретом Гагарина и КК «Восток» в полёте на фоне земного шара; в Польше 27 апр.— 2 зубцовые марки с портретом Гагарина и условным изображением земного шара с орбитой; в СРВ 15 июня — 2 зубцовые и 2 беззубцовые марки с портретом космонавта в скафандре, КК в полёте и надписью: «J. GA-GA-RIN»; в МНР 31 мая — 4 марки; в Того 24 февр. 1962 — 2 марки. В ознаменование зарубежных визитов Гагарина выпущены различные филателистич. документы во мн. странах. Начало этому положено в Чехословакии, где 22.6.1961 в связи с его визитом (28 и 29 апр. 1961) изданы 2 марки с изображением торжеств. встречи Гагарина в Праге на фоне старта КК «Восток» (на одной) и портретом космонавта в гермошлеме на фоне старта КК «Восток» и голубя мира (на другой). Гагарин посетил много стран, и это нашло отражение в Ф. к. С «гагаринских» марок начали своё участие в выпуске филателистич. документов Ф. к. мн. страны: в 12 странах полёту Гагарина в 1961 посвящено ок. 50 СГ, а к первой годовщине полёта число их и др. филателистич. документов увеличилось в неск. раз. 9.4. 1971 в СССР выпущена первая односторонняя почтовая карточка с оригинальной маркой с портретом Гагарина, а 12.4.1971 (в день 10-летия его полёта) проводились гашения этой карточки в Москве, Гагарине (бывший Гжатск), Калуге и в Звёздном городке. На штемпеле — факсимиле подписи космонавта на фоне стартующего КК и условное изображение земного шара с орбитой спутника, памятный текст: «10 лет со дня полета Ю. А. Гагарина», «12.IV.71» и назв. места гашения. К кон. 1981 25 стран выпустили около 200 марок и блоков, посвящённых Гагарину.

К этому же времени полётам КК «Восток» почта СССР посвятила св. 30 марок. В 1961 были изданы 4 марки в ознаменование полёта КК «Восток-2»: 7 авг.— марка (зубцовая, 4 коп.) с изображениями космонавта в кабине КК у пульта управления, земного шара, опоясанного орбитами, на фоне звёздного неба, текст: «6.VIII.61», «Космический корабль-спутник «Восток-II»; 9 авг.— марка (зубцовая, 6 коп.) с портретом Г. С. Титова и изображением КК на фоне звёздного неба, текст: «Космический корабль-спутник «Восток-II», «6—7.VIII.1961», «майор летчик-космонавт Г. С. Титов»; 15 авг.— 2 аналогич. марки, но беззубцовые. В 1962 первому групповому полёту (КК «Восток-3» и «Восток-4») были посвящены 6 марок (3 зубцовые и 3 беззубцовые) с портретами А. Г. Николаева и П. Р. Поповича, а также беззубцовые и зубцовые блоки (первые сов. блоки Ф. к.) с групповым портретом, изображением монумента «В космос» скульптора Г. Постникова и текстом: «Слава покорителям

К. П. Феоктистов

А. В. Филипченко

космоса! Летчики-космонавты СССР, Герои Советского Союза Ю. А. Гагарин, Г. С. Титов, А. Г. Николаев, П. Р. Попович». В 1963 в ознаменование второго группового полёта КК «Восток-5» и «Восток-6» были изданы 2 выпуска из 10 марок (6 зубцовых и 4 беззубцовых); наиболее интересны 2 зубцовые марки с портретами космонавтов в гермошлемах и текстами: «Восток-5», «14—19.VI.1963», «летчик-космонавт СССР Валерий Федорович Быковский» и «Восток-6», «16—19.VI.1963», «летчик-космонавт СССР Валентина Владимировна Терешкова»; по композиции обе марки составляют одно целое, печатались на листе попарно, горизонтальной сцепкой (первая сов. сцепка Ф. к.) и разделены только перфорацией. На 2 марках текст: «Первая в мире женщина-космонавт Валентина Терешкова». Полётам КК «Восток» более чем в 30 странах посвящено ок. 250 марок и блоков.

Полётам КК «Восход» почта СССР посвятила ок. 20 марок: в 1964 — 5 марок с портретами космонавтов, изображением КК и текстами и блок с групповым портретом и текстом: «Экипаж первого в мире трёхместного космического корабля-спутника «Восход», «12—13 октября 1964», «Командир корабля летчик-космонавт инженер-полковник Комаров В. М. Кандидат технических наук космонавт Феоктистов К. П. Врач-космонавт Егоров Б. Б.»; в 1965 — 4 марки с изображением космонавта, вышедшего из КК, а также блок с изображением КК, соединённого с ним фалом космонавта в скафандре, земного шара, опоясанного орбитами, с портретами космонавтов и надписями: «Триумф Страны Советов», «Командир космического корабля-спутника «Восход-2» летчик-космонавт полковник Павел Иванович Беляев» и «Второй пилот космического корабля-спутника «Восход-2» летчик-космонавт подполковник Алексей Архипович Леонов». Полётам КК «Восход» более чем в 10 странах посвящено ок. 50 марок, блоков и др. филателистич. документов.

Полётам КК «Союз», «Союз Т» и орбит. станций «Салют» в СССР было посвящено св. 100 марок с портретами членов экипажей КК и изображением станций: в 1968 — марка с портретом Г. Т. Берегового, КК на старте и текстом: «Полёт «Союза-3» 26—30.X.1968 г.»; в 1969— блок с групповым портретом В. А. Шаталова, Б. В. Волынова, А. С. Елисеева и Е. В. Хрунова, состыкованными КК «Союз-4» и «Союз-5», текстами: «16.1.1969— впервые в мире создана экспериментальная космическая станция» и «Родина гордится вами, герои космоса!»; горизонтальная сцепка из 3 марок с портретами членов экипажей КК «Союз-6» Г. С. Шо-

нина и В. Н. Кубасова (на первой), «Союз-7» — А. В. Филипченко, В. Н. Волкова и В. В. Горбатко (на второй) и «Союз-8» — В. А. Шаталова и А. С. Елисеева (на третьей); в 1970 — марка с групповым портретом Николаева и В. И. Севастьянова в кабине КК «Союз-9» и текстами: «424 часа на орбите вокруг Земли», «1—19 июня 1970»; в 1971 — марка с групповым портретом космонавтов Г. Т. Добровольского, В. Н. Волкова и В. И. Пацаева, изображением состыкованных КК «Союз-11» и орбит. станции «Салют», текстом: «Подвиг героев будет жить века»; в 1974 — 4 марки с портретами В. Г. Лазарева и О. Г. Маркова, изображением стартующего КК «Союз-12» (на первой); с портретами П. И. Климука и В. В. Лебедева, с изображением КК «Союз-13» и текстом: «Астрофизическая обсерватория в космосе» (на второй); с портретами Поповича и Ю. П. Артюхина и КК «Союз-14» (на третьей); Г. В. Сарафанова и Л. С. Дёмина и КК «Союз-15» (на четвёртой); в 1975 — 3 марки с портретами А. В. Филипченко и Н. Н. Рукавишникова и КК «Союз-16» (на первой); с портретами А. А. Губарева и Г. М. Гречко, изображением состыкованных КК «Союз-17» и орбит. станции «Салют-4» (на второй), портретами П. И. Климука и В. И. Севастьянова, изображением состыкованных КК «Союз-18» и орбит. станции «Салют-4» (на третьей); 1976 — 2 марки с портретами Б. В. Волынова и В. М. Жолобова и надписью: «Союз-21»— «Салют-5» (на одной); с портретами В. Ф. Быковского и В. В. Аксёнова, изображением КК «Союз-22» и надписями: «Эксперимент «Радуга», «15—23 сентября»; в 1977 — 2 марки с портретами В. Д. Зудова и В. И. Рождественского, изображением старта КК «Союз-23» (на одной); с портретами В. В. Горбатко и Ю. Н. Глазкова в скафандрах на фоне старта КК «Союз», надписями: «Союз-24», «Салют-5» и «1977. Вторая экспедиция».

В 1978 выпущено 12, в 1979 — 5, в 1980—10, в 1981 — 6 марок, часть из к-рых посвящена полётам междунар. экипажей в космос с участием граждан ЧССР, ПНР, ГДР, НРБ, ВНР, СРВ, Республики Куба, МНР, СРР по программе «Интеркосмос». 2.3.1978 в день старта КК «Союз-28» на борту КК произведено гашение трёх конвертов с марками ЧССР штемпелем почты ЧССР. 8.3.1978 на борту орбит. станции «Салют-6» проведено гашение десяти конвертов с адресами музеев СССР и ЧССР памятным штемпелем с переводной датой. На штемпеле надписи: «Международные полеты в космос», «Космическая почта», «Союз-28» — «Салют-6», «08—3 78», «СССР — ЧССР», «Interkosmos» и контурное изображение КК «Союз». КК «Союз», «Союз Т» и орбит. станции «Салют-6» посвящены также конверты первого дня, штемпеля СГ и др. филателистич. материалы в СССР и странах — участницах экспериментов.

Исследованию Луны с помощью КА в СССР посвящено ок. 40 марок, из них 5 марок в 1959; 13 апр. выпущены 2 марки в честь первой сов. космич. ракеты с КА «Луна-1», на к-рых показаны Восточное полушарие Земли и Луна, надписи: «Схема трассы Советской космической ракеты», «2-1-1959 — на поверхности Земли», «3-1-59 — искусственная комета», «4-1-59» и «5-1-59» (на одной); земной шар и орбита Луны, надписи: «Советская космическая ракета 2.1.1959», «Траектория сближения ракеты с Луной» и др. (на другой). На 2 следующих марках изображена схема полёта КА «Луна-2» и доставка вымпела с Гос. гербом СССР на Луну. Пятая марка рассказывает о полёте КА «Луна-3» (на полях её показаны схема трассы полёта этой станции и различные относит. положения Луны и ракеты в разные моменты времени, пояснит. текст, состоящий из 48 слов и 5 числовых значений). В ознаменование полётов КА «Луна-4» — «Луна-24» выпущено большое число марок и др. филателистич. документов как в СССР, так и в др. странах. Исследованию планет Венера и Марс в СССР посвящено ок. 30 марок и блоков.

Первая марка США, посвящённая полёту гражданина США в космос, выпущена 20.2.1962 после того, как Дж. Гленн на КК «Меркурий» совершил 5-часовой полёт вокруг Земли. На ней изображены капсулы и надписи (на англ. яз.): «Проект «Меркурий», «Гражданин США в космосе». 29.3.1962 в Венгрии выпущен блок в зубцовом и беззубцовом исполнениях с портретами Гагарина, Титова и Гленна. Марки на тему программы «Аполлон» появились задолго до первого полёта (в Парагвае, Дагомее, Панаме и др. странах). Полёту КК «Аполлон-7» посвящены в разные годы марки Гаити и Парагвая, полёту КК «Аполлон-8» — марка США, изданная 5.5.1969, а также блоки, надпечатки, марки из листового золота и др., выпущенные в 1969—74 почтовыми ведомствами 12 стран, полёту КК «Аполлон-9» и «Аполлон-10» — марки разных стран.

Полёт КК «Аполлон-11» нашёл отражение в большом кол-ве филателистич. документов. Первая марка выпущена в США 9.9.1969 с надписью: «Первый человек на Луне» и репродукцией фото Н. Армстронга, запечатлевшего спуск Э. Олдрина по лестнице и первый след человека на лунной поверхности. За 2 года марки, блоки, малые листы марок, посвящённые полёту КК «Аполлон-11», изданы в 51 стране. Много филателистич. документов выпущено в ознаменование полётов КК «Аполлон-12» и «Аполлон-17», но они успеха у филателистов не имели, т. к. большинство из них были изданы дельцами от филателии со спекулятивными целями (напр., в гос-вах Персидского залива и Панаме), и запрещены к экспозиции на выставках под патронажем Междунар. федерации филателистов.

Космич. эксперимент по программе ЭПАС нашёл широкое отражение в филателистич. документах мн. стран мира. Наибольший интерес для Ф. к. представляют филателистич. документы, выпущенные почтовыми ведомствами стран — участниц полёта — СССР и США. В СССР 14.5.1975 издана марка с изображением момента стыковки сов. и амер. КК на фоне Земли и Солнца — фрагмент картины Леонова «Союз» — «Аполлон», эмблема полёта — красная и синяя ленточки с текстом «Союз» и «Apollo», опоясывающие глобус, на к-ром нанесены контуры состыкованных КК. Выпущен конверт первого дня и проводилось СГ. В СССР 15.7.1975 изданы 4 марки и блок. На марке (10 коп.) — Гос. флаги СССР и США и портреты сов. и амер. космонавтов. Две марки (12 коп.) выполнены вертикальной сцепкой; на одной — КК «Союз» и «Аполлон» в момент сближения на фоне звёздного неба и фрагмента земного шара (по рис. сов. художника), на другой — эти же КК (по рис. амер. художника). На марке (16 коп.) — старт КК «Союз-19». На блоке (50 коп.) — внутр. вид сов. Центра управления полётом, на полях — портреты участников полёта на фоне карты созвездий Зодиака, запуск, стыковка и приземление КК «Союз» и приводнение КК «Аполлон». Выпущены 4 конверта авиа для СГ и конверт первого дня, на к-рых изображены КК «Союз» и «Аполлон» перед стыковкой на фоне Земли и Луны. На художеств. штемпеле первого дня — эмблема полёта, назв. КК на рус. и англ. языках. Гашение штемпелем «Первый день» проводилось 15 и 16 июля в Москве на Главпочтамте, 15 июля в пресс-центре Всесоюзного объединения «Международная книга». Гашение штемпелем «Экспериментальный полёт кораблей «Союз» — «Аполлон» происходило 15 и 16 июля на Междунар. почтамте в Москве, в Звёздном городке, 15 июля на космодроме Байконур и на почтамте в Калуге. В США 15.7.1975 издана вертикальная сцепка из двух марок (10 центов каждая), выполненная по тем же рисункам, что и сов. марки. Частными фирмами и клубами выпущено большое число конвертов и др. документов, не поддающихся учёту и не представляющих для Ф. к. интереса.

В Ф. к. включают также филателистич. документы, в к-рых отражаются междунар. сотрудничество в мирном использовании космич. пространства, выставки, конгрессы, космич. символика (спутники и ракеты представляют только элемент общей композиции рисунка; сами филателистич. документы не посвящены к.-л. космич. событиям, а изображённые на них КА не принадлежат к известным образцам).

В Ф. к. входят (на 1 янв. 1984) св. 400 марок и блоков, ок. 300 художеств. маркированных конвертов, св. 60 конвертов первого дня, ок. 200 штемпелей СГ, св. 60 художеств. маркированных почтовых карточек, св. 10 художеств. маркированных односторонних почтовых карточек с оригинальной маркой, ок. 10 картмаксимумов и др.; всего св. 1000 филателистич. документов (СССР). За 5 лет космич. эры в выпуске таких документов участвовало 27 стран, за 7 лет — 52, за 10 лет — 82, за 15 лет — 112, за 25 лет — более чем 130 стран. Издано св. 8500 марок и блоков, более половины к-рых посвящены исследованию космич. пространства в мирных целях, проводимых в СССР. См. вкл. XLII, XLIII.

Георг. Ал-дрович Назаров.

ФИЛИ́ПЧЕНКО Анатолий Васильевич (р. 1928) — космонавт СССР, генерал-майор авиации (1978), дважды Герой Советского Союза (1969, 1974), лётчик-космонавт СССР (1969). Чл. КПСС с 1952. Окончил Воронежскую спецшколу ВВС (1947) и Чугуевское воен. авиац. уч-ще (1950). Проходил службу в ВВС. В 1961 окончил Военно-возд. академию (ныне им. Ю. А. Гагарина). В 1963—79 в отряде космонавтов. 12—17 окт. 1969 совм. с В. Н. *Волковым* и В. В. *Горбатко* совершил полёт на КК «Союз-7» (в качестве командира). Произвёл ряд научно-технич. экспериментов и исследований в околоземном космич. пространстве. За 4 сут 22 ч 40 мин 23 с пребывания в космосе его корабль выполнил групповой полёт с КК «Союз-6» и «Союз-8». 2—8 дек. 1974 совм. с Н. Н. *Рукавишниковым* совершил полёт на КК «Союз-16» (в качестве командира). Участвовал в проведении испытаний нового стыковочного агрегата и его автоматики, созданных по программе *ЭПАС*. Полёт продолжался 5 сут 22 ч 23 мин 35 с. За 2 рейса

в космос налетал 10 сут 21 ч 3 мин 58 с. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР. Гос. пр. СССР (1981). Награждён 2 орденами Ленина и медалями, а также иностр. орденом. Почётный гражданин городов Калуга, Чита, Караганда, Липецк, Острогожск, Давыдовка, Аркалык, Сумы (СССР), Хьюстон (США). Портрет на стр. 423.

ФИЛОКАРТИ́Я КОСМИ́ЧЕСКАЯ (от греч. philéō — люблю и лат. carta — бумага, лист бумаги) — собирание и изучение открыток (кроме почтовых маркированных, т. н. почтовых карточек), изготовленных в виде листа печатного материала установленного формата и посвящённых исследованию и освоению космического пространства. Одна сторона открытки — репродукция, рисунок, фотография, другая может быть использована для письма. В Ф. к. входят также открытки с автографами космонавтов. Оригинальны серии сов. открыток «Космическая фантастика». К 1984 в СССР выпущены наборы и отд. открытки в кол-ве ок. 500, в мире — св. 600 открыток. См. вкл. LIV.

ФИЛУМЕНИ́Я КОСМИ́ЧЕСКАЯ (от греч. philéō — люблю и лат. lumen — свет, светильник) — собирание и изучение спичечных этикеток (как обычных, стандартных, выпускаемых массовыми тиражами, так и художественных в подарочных наборах), посвящённых исследованиям и освоению космического пространства. Спичечные этикетки с изображением первого сов. ИСЗ появились вскоре после его запуска. На первой этикетке изображён земной шар, орбита с ИСЗ (в виде красного кружочка). На др. этикетках: вокруг земного шара движется красный шарик с пятиконечной звездой; в звёздном небе проносится ИСЗ с антеннами-усами; над Спасской башней Кремля — ИСЗ (блестящий шар с антеннами-усами, с изображением серпа и молота на нём) и т. д. После запуска первого сов. ИСЗ выпущено большое число этикеток в сериях и подарочных наборах.

Второму сов. ИСЗ посвящён ряд этикеток; на одной из них, выпущенной в 1958,— изображение собаки Лайки на фоне звёздного неба, надпись: «Первый пассажир спутника собака Лайка»; на другой — второй сов. ИСЗ в небе на голубом фоне, внизу надпись: «Спутник Земли»; на третьей — земной шар, над ним первый и второй сов. ИСЗ, надпись «$\frac{4}{X}$—1957—$\frac{3}{XI}$».

В честь третьего сов. ИСЗ изданы этикетки в 1958 (в звёздном небе над земным шаром летит ИСЗ, надпись «Третий советский спутник Земли»), в 1959 (на одной — в звёздном небе к Солнцу устремился ИСЗ; на другой — к Луне летит сов. космич. ракета, а первый, второй и третий сов. ИСЗ совершают полёт вокруг Земли).

Сов. «лунникам» посвящены этикетки с изображениями космич. ракеты, пятиконечного вымпела с гербом СССР на Луне и надписями: «2 января 1959 СССР», «январь 1959», «14 сентября 1959 СССР», «сентябрь 1959», «4 октября 1959 г.», «Ракета вокруг Луны» и др. В 1961 издана серия этикеток «Достижения науки и техники СССР», также посвящённых первому сов. ИСЗ, космич. ракете, КА «Венера-1».

В 1961 несколькими спичечными фабриками были выпущены серии из трёх этикеток с портретами Ю. А. Гагарина (в тренировочном шлеме, в скафандре и в форме майора ВВС с головным убором) и надписью «Первый в мире пилот-космонавт Юрий Алексеевич Гагарин 12 апреля 1961». В подарочном наборе «СССР — родина космонавтики» наряду с первыми сов. ИСЗ изображены КА, даны портреты с надписями: «Н. Кибальчич — ученый-революционер», «К. Э. Циолковский — великий ученый», «Первый космонавт — майор Ю. А. Гагарин». В 1962 в серии «Штурм вселенной» выпущена этикетка с портретом Г. С. Титова, в серии «Мир» — с изображением первого сов. ИСЗ на орбите вокруг Земли, рядом — голубь мира. В 1963 в серии этикеток «Достижения науки и техники СССР» помещены портреты А. Г. Николаева и П. Р. Поповича; в этом же году выпущена серия из 6 этикеток с портретами членов всех экипажей КК «Восток». В 1964 в серии «12 апреля — День космонавтики» — изображения первого сов. ИСЗ, КА «Луна-1», «Луна-2», космич. ракеты, КА «Венера-1» и «Марс-1». Выпущены также серии «Памятники К. Э. Циолковскому» и др. В 1965 в серии «День космонавтики» — КК «Восход», портреты П. И. Беляева и А. А. Леонова, выход человека в космос, над Спасской башней Кремля 6 КК «Восток» и 2 КК «Восход»; в серии из 3 этикеток — портреты и надписи: «В. М. Комаров — командир корабля, летчик-космонавт», «К. П. Феоктистов — научный сотрудник-космонавт» и «Б. Б. Егоров — врач-космонавт», символич. изображение КК «Восход», сетка земного шара, дата «12.10.1964» на всех 3 этикетках. В 1966 в серии «12 апреля — День космонавтики» — портреты членов экипажей КК «Восток» и «Восход» в скафандрах, изображение спутника связи «Молния» (впервые) и дата «24.IV.1965». В 1967 в сериях «50 лет Октября», «Слава Октябрю» — изображение первого сов. ИСЗ, в серии «Первая советская» — ракеты на жидком топливе Р-09. В 1968 в серии «1917—1967 Новые советские» изображены ракета-носитель «Восток» и спутник связи «Молния-1». В 1969 в серии этикеток впервые представлены ИСЗ серии «Космос», метеорологич. спутник, ИСЗ «Электрон-1», «Электрон-2», «Протон-1», КА «Луна-9», «Луна-10», «Венера-4», стыковка в космосе («Космос-186» и «Космос-188») и КК «Союз». В 1970 выпущена спичечная этикетка, посвящённая КА «Луна-16», и серия, в к-рую входят этикетки с изображениями КА «Протон-4», «Зонд-4», «Зонд-5», «Союз-4, -5», «Союз-6, -7, -8», и др. В 1971 выпущена этикетка с изображением «Лунохода-1» и надписями: «Луна-17», «Впервые в истории космонавтики на Луну доставлен и приступил к научным исследованиям автоматический самоходный аппарат, управляемый с Земли». В 1977 в сериях «1917—1977. Слава Октябрю» и «1917—1977. 60 лет Великой Октябрьской социалистической революции» — изображение первого сов. ИСЗ, космонавтов в скафандрах и КК на орбите; впервые выпущены этикетки, посвящённые первой орбитальной станции «Салют», доставке вымпела на Марс, совместному полёту КК «Союз» и «Аполлон», КА «Венера-9» и др. В 1981 выпущена серия из 28 спичечных этикеток с портретами Гагарина, монументами, воздвигнутыми в его честь, и музеями его имени.

В СССР выпущено св. 600 спичечных этикеток, посвящённых исследованию и освоению космич. пространства. Большое их число издано также в ЧССР, ПНР, ВНР, КНДР, СФРЮ, Бельгии, Финляндии, Португалии, Японии и др. См. вкл. LVII. *Георг. Ал-дрович Назаров.*

ФИЛЬТРА́ЦИЯ ГА́ЗОВ — очистка технологических газов от влаги и механических примесей. Механич. примеси необходимо удалять из газа во избежание эрозии сёдел клапанов пневмоарматуры и газовых редукторов, в дросселирующих устройствах, в к-рых газ движется в большинстве случаев со скоростями, равными местной скорости звука. Отделение влаги и масла необходимо для предотвращения их кристаллизации в жиклёрных и дросселирующих отверстиях редукторов и на сёдлах клапанов пневмоарматуры, где газ расширяется с понижением темп-ры. Выпадение кристаллов льда и инея может вызвать засорение системы газоснабжения и нарушения герметичности пневмоарматуры. Удаление влаги, как правило, осуществляется во влагомаслоотделителях — цилиндрич. сосудах, наполненных адсорбентами (алюмогель, силикагель, цеолит). Влага задерживается в порах адсорбента при протекании через них газа. Работоспособность адсорбента определяется кол-вом влаги, к-рую может поглотить адсорбент, обеспечивая выдачу газа определ. степени осушки. Удаление механич. частиц из газа осуществляется с помощью механич. фильтров. Фильтрующие элементы (металлич. сетка саржевого плетения) задерживают частицы до 20 мкм, металлокерамика, замша, чепрак — до 5 мкм, пористый полиэтилен — до 0,5 мкм. Ф. г. применяется в системах *заправки* РН сжатыми газами.

ФИЛЬТРА́ЦИЯ ТО́ПЛИВА — очистка ракетного топлива в *заправочной системе* космодрома от механических примесей с помощью фильтров. Ракетное топливо не должно содержать механич. частиц размером св. 70 мкм, а в ряде случаев — св. 20 мкм. Для очистки топлива обычно применяются механич. фильтры. Фильтрующими элементами являются металлич. одно- или многорядные сетки с разл. размером ячеек. Фильтрующие сетки выполняются из металлич. ткани саржевого плетения. Число фильтрующих элементов в фильтре определяется расчётным путём по допустимому падению давления на них. Сетчатые фильтры задерживают механич. частицы, как правило, размером до 70 мкм. Для очистки топлива от более мелких частиц применяются пористые фильтрующие элементы. В этом случае фильтрующий элемент формируется в виде цилиндра из пористого фторопласта. Работоспособность фильтра определяется допустимым перепадом давлений на фильтре — по мере засорения фильтра перепад давлений на нём растёт. Для очистки фильтрующего элемента через него пропускают поток жидкости в обратном направлении. В магистралях заправочной системы космодрома установлены, как правило, 2 фильтра — грубой и тонкой очистки. Первый фильтрует компонент топлива, заливаемый в ёмкость-хранилище, второй — в топл. баки РН или КА.

ФИТОТРО́Н (от греч. phytón — растение и thrónos — местопребывание, средоточие) — установка для выращивания (обычно в исследовательских целях) растений в регулируемых искусственных условиях. Ф. представляет собой камеру для размещения растений с устройствами и приборами, обеспечивающими поддержание на заданных уровнях или

регулирование по заданным программам тех или иных параметров культивирования (темп-ра, интенсивность и спектральный состав света и др.).

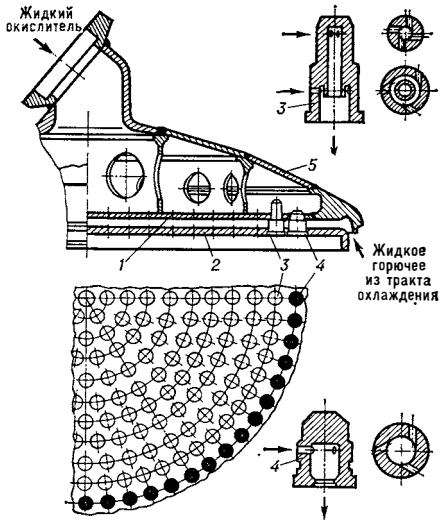
ФИТОЦЕНО́З (от греч. phytón — растение и koinós — общий), растительное сообщество — совокупность растительных организмов на относительно однородном участке, находящихся в сложных взаимоотношениях друг с другом, с животными и с окружающей средой. Искусственный Ф. рассматривается как возможный компонент биорегенеративных СЖО на КК.

ФЛЕГМАТИЗА́ТОР — *присадка* к компоненту химического ракетного топлива, вводимая для уменьшения чувствительности к внеш. импульсам (воздействиям).

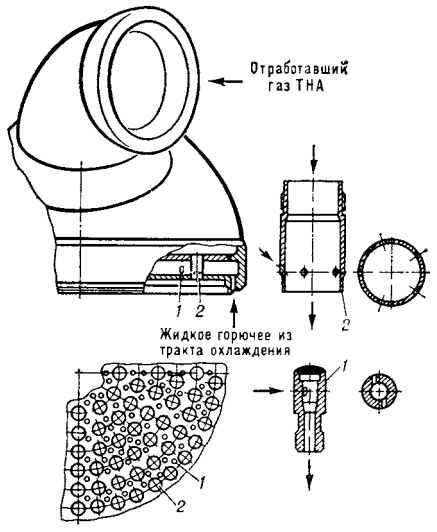
ФО́РБУША ЭФФЕ́КТ — явление уменьшения интенсивности космических лучей во время *магнитных бурь*. Впервые обнаружено в 1938 амер. физиком С. Э. Форбушем (S. E. Forbush). Уменьшение интенсивности малоэнергичных первичных частиц космич. лучей в процентном отношении больше, чем высокоэнергичных лучей (от десятков процентов для частиц с энергией $6{,}02\cdot10^{-6}$ Дж до долей процента для частиц с энергией $6{,}02\cdot10^{-8}$ Дж). Величина Ф. э. в значительно большей степени зависит от мощности и продолжительности хромосферной вспышки, вызывающей магнитную бурю, чем от мощности последней. После сравнительно быстрого уменьшения интенсивности космич. лучей, длящегося, как правило, сутки, следует медленное восстановление уровня космич. излучения. Длительность восстановления изменяется от неск. суток до десятков суток в случае больших Ф. э. Иногда Ф. э. сопровождается увеличением интенсивности малоэнергичных космич. лучей солнечного происхождения. Замечено также, что после Ф. э. увеличивается вероятность появления на Земле космич. лучей малой энергии, генерированных в хромосферных вспышках в той активной области Солнца, с к-рой связан эффект Форбуша. Ф. э. объясняется тем, что распространяющаяся после хромосферных вспышек ударная волна изменяет свойства межпланетной среды (см. *Солнечный ветер*).

ФОРСУ́НОЧНАЯ ГОЛО́ВКА камеры (газогенератора) — предназначена для ввода топлива в огневое пространство камеры (газогенератора) РД. Ф. г. снабжена форсунками, к-рые обеспечивают распыление и смешение компонентов топлива, необходимые для их полного сгорания. В ЖРД Ф. г. содержит обычно до неск. тысяч форсунок, располож. по концентрич. окружностям, по шахматной или сотовой схемам. За редким исключением, форсунки не содержат подвижных частей и часто имеют вид цилиндрич. втулок или отверстий, выполненных в днищах Ф. г. Конструкция Ф. г. должна обеспечить полное сгорание топлива при миним. размерах зоны горения. Наибольшая экономичность агрегата (для камеры — макс. удельный импульс) достигается однородным распределением массы компонентов топлива по поперечному сечению зоны горения при определённом их соотношении. Во мн. случаях, однако, приходится рассчитывать Ф. г. таким образом, чтобы создать у стенки агрегата относительно холодный слой газа или жидкости, предохраняющий её от прогара (т. н. *завесное охлаждение*). Правильная конструкция Ф. г. является одним из факторов предотвращения *неустойчивости рабочего процесса* РД. Ф. г. относится к наиболее трудоёмким в отработке элементам РД; проблема её создания усложняется при необходимости значит. *дросселирования* РД. См. *Камера* жидкостного ракетного двигателя.

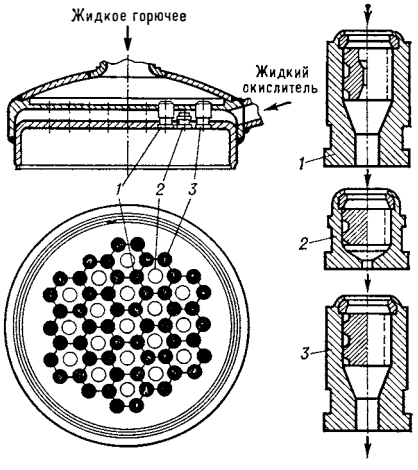
ФОТО́ННЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ, аннигиляционный ракетный двигатель, квантовый ракетный двигатель — гипотетический РД, тяга к-рого создаётся направленным истечением фотонов (квантов электромагнитного излучения) — частиц, не имеющих массы покоя и движущихся со скоростью света ($c \approx 3\cdot10^8$



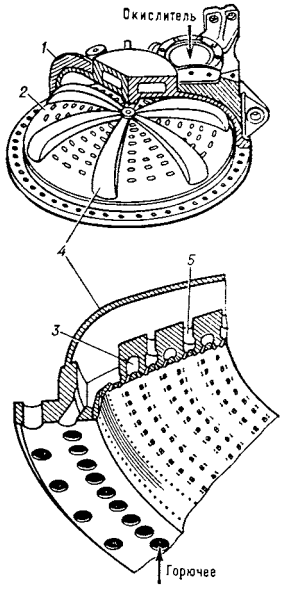
Форсуночная головка камеры ЖРД РД-107, РД-108 (форсунки центробежные, с тангенциальным подводом, расположены концентрично): *1* — среднее (промежуточное) днище; *2* — внутреннее (огневое) днище; *3* — двухкомпонентная форсунка с внутренним смещением; *4* — однокомпонентная форсунка; *5* — внешнее днище (крышка)



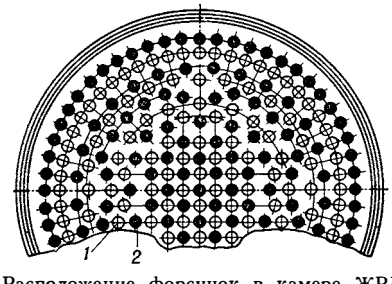
Форсуночная головка камеры ЖРД с дожиганием: *1* — жидкостная однокомпонентная центробежная форсунка; *2* — газожидкостная двухкомпонентная струйная форсунка



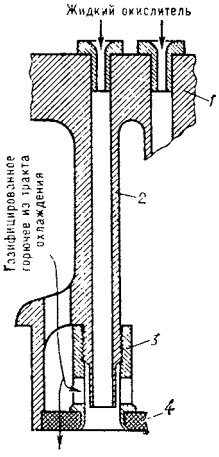
Форсуночная головка газогенератора ЖРД РД-216 (с сотовым расположением шнековых форсунок): *1* — струйно-центробежная форсунка; *2*, *3* — центробежные форсунки



Форсуночная головка камеры ЖРД ЛР-91-АДжей-5 (куполообразная, со сталкивающимися струями разных компонентов топлива): *1—3* — коллекторы окислителя; *4*, *5* — коллекторы горючего



Расположение форсунок в камере ЖРД РД-119 (шахматное и концентричное): *1* — форсунка окислителя; *2* — форсунка горючего



Форсунки камеры ЖРД Джей-2 (двухкомпонентные коаксиальные, расположенные концентрично): *1* — среднее днище; *2* — трубчатая форсунка окислителя; *3* — втулка горючего; *4* — пористое огневое днище

м/с). Обычно Ф. р. д. отождествляется с РД, работающим на гипотетич. аннигиляционном топливе. В идеальном случае уд. импульс аннигиляционного Ф. р. д. находится в пределах 0,5—1 *с*, что намного превышает возможности всех др. РД.

Аннигиляционный Ф. р. д. обеспечивает принципиальную возможность межзвёздных экспедиций. Ф. р. д. для этой цели должен развивать тягу на уровне крупнейших совр. ЖРД и РДТТ и в то же время работать в течение мн. месяцев, подобно ЭРД. Реактивная струя такого Ф. р. д. представляла бы большую опасность для окружающей среды. Создание Ф. р. д. в обозримом будущем не представляется возможным: совершенно не известны методы получения и хранения достаточных кол-в антивещества, способы фокусировки фотонов высокой энергии (представляющих собой проникающее гамма-излучение) либо способы преобразования исходных фотонов в световое излучение (к-рое могло бы фокусироваться при помощи зеркал) и т. д.

ФОТОПЕРИОДИ́ЗМ [от греч. phōs (phōtós) — свет и período — круговращение, определённый круг времени] — реакция организмов на суточный ритм лучистой энергии, т. е. на соотношение светлого и тёмного периодов суток. Ф. присущ растениям и животным и проявляется в разнообразных процессах жизнедеятельности. По характеру реакции растения делятся на три группы: короткодневные (биол. процессы ускоряются при укорочении дня до 8—10 ч), длиннодневные (биологич. процессы ускоряются при удлинении дня до 16—20 ч) и нейтральные (зацветают и плодоносят примерно с одинаковой скоростью при любой длительности дня). Ф. необходимо учитывать при использовании растений в биорегенеративных СЖО (см. *Замкнутая биотехническая система*).

ФОТОСИ́НТЕЗ [от греч. phōs (phōtós) — свет и sýnthesis — соединение, составление] — превращение зелёными растениями и фотосинтезирующими микроорганизмами лучистой энергии Солнца в энергию химических связей органических веществ (см. *Синтез биологический*). Происходит с участием поглощающих свет пигментов (хлорофилла и др.). Ф.— единств. биологич. процесс, к-рый идёт с увеличением свободной энергии и прямо или косвенно обеспечивает доступной хим. энергией все земные организмы (кроме хемосинтезирующих). Состав конечных продуктов Ф. во многом зависит от вида растений, их возраста, минерального питания, освещённости, концентрации углекислого газа. Интенсивность светового потока и его спектральный состав отражаются на скорости процесса Ф. в растениях. Ф. имеет большое значение при создании биотехнич. СЖО (см. *Замкнутая биотехническая система*).

ФОТОСИНТЕТИ́ЧЕСКИЙ РЕА́КТОР — замкнутый объём (ёмкость) для выращивания культуры микроводорослей. Может использоваться в биотехнич. СЖО КК с целью *воспроизводства пищи* и *регенерации кислорода* (с помощью *фотосинтеза*). Космич. Ф. р. должен работать в условиях полёта на КА, что определяет предъявляемые к нему специфич. требования: простота эксплуатации, высокая надёжность, устойчивость к внеш. воздействиям (перегрузки, вибрации и г. д.), экономичность, малая масса и габариты при возможно большей рабочей поверхности (высокой продуктивности), возможность работы в условиях космич. полёта (невесомость или искусств. гравитация, наличие разл. видов излучений, усложнённый теплообмен, возможность снижения барометрич. давления и пр.). Ф. р. входит в состав *культиватора*.

ФОТОТЕЛЕВИЗИО́ННАЯ СИСТЕ́МА — бортовая система КА для получения изображения небесных тел (Луны, планет) путём фотографирования их на плёнку, обработки плёнки на борту и передачи полученных снимков на Землю по ТВ каналу. Промежуточная регистрация изображений на плёнке позволяет за счёт увеличения времени передачи снимка существенно сузить полосу частот видеосигнала, что обеспечивает возможность его передачи на большие расстояния (св. 1,5 млрд. км) с сохранением высокого качества изображения. Ф. с. включает: фотоаппарат, устройство автоматич. обработки плёнки, лентопротяжный механизм, устройство передачи изображения, устройства синхронизации, электропитания, управления и контроля. При относительно коротком времени хранения необработанной плёнки на борту КА в полёте защита её от космич. излучения обеспечивается корпусом КА и применением кассет из тяжёлых металлов; в нек-рых случаях (при длит. полёте КА и больших дозах облучения) возможно осуществление сенсибилизации (очувствления) фотоплёнки непосредственно перед экспонированием. Фотоаппараты Ф. с., как правило, имеют неск. объективов с разными фокусными расстояниями — для получения снимков в разл. масштабах; съёмка ведётся на одну плёнку с протяжкой её циклами; отснятая часть плёнки концентрируется в устройстве межоперационного хранения (накопителе). Фотохим. обработка плёнки в бортовом устройстве осуществляется, как правило, по одностадийному процессу (одновременное проявление и фиксирование) с помощью жидкого реактива или специальной фотоплёнки (желатиновый слой к-рой пропитан реактивом), приводимой в соприкосновение с экспонированной фотоплёнкой (процесс «Бимат»). После обработки производится сушка плёнки, после чего она поступает во второй накопитель. Формирование ТВ сигнала при передаче изображения с плёнки происходит методом «бегущего луча»; при этом используются разл. виды строчной и кадровой развёрток — как электронные (с использованием просвечивающих трубок — кинескопов), так и механич. (перемещение плёнки — при кадровой развёртке; оптико-механич. перемещение светового источника или его проекции — при строчной развёртке). Для учёта нелинейных искажений при ТВ передаче используются метки, получаемые на поле кадра при экспонировании плёнки в фотоаппарате, а также метки и фотометрич. клинья, впечатываемые в отд. местах плёнки. Автоматика Ф. с. обеспечивает согласованную работу отд. её устройств и обычно допускает многократную передачу отснятых кадров, что существенно повышает надёжность передачи и позволяет снизить потери информации от влияния шумов в радиоканале. Регистрация принятого изображения на Земле производится разл. методами — путём открытой записи на термохим. бумаге, путём записи на видеомагнитофон, фотографированием с экрана кинескопа и др.; регистрация дублируется как по числу устройств, так и по методам; записанный видеосигнал обычно подвергается вторичной обработке с целью снижения маскирующего влияния шумов, анализа изображений по срезам сигнала на различных уровнях, что облегчает выявление образований на поверхности отснятых небесных тел. Продолжительность передачи кадра (время полной развёртки) определяется гл. обр. дальностью передачи, достигая неск. десятков мин при передаче от ближайших планет. Впервые Ф. с. применена на КА для съёмки обратной стороны Луны («Луна-3», окт. 1959).

Е. Ф. Рязанов.

ФОТОТРОПИ́ЗМ [от греч. phōs (phōtós) — свет и tróros — поворот] — ростовые движения органов растений под влиянием направленного действия света. Различают положительный Ф. (рост к источнику света) и отрицательный Ф. (рост от источника света). В условиях *невесомости* Ф.— осн. механизм, определяющий направление роста растений.

ФОТОЭЛЕКТРИ́ЧЕСКИЙ ПРЕОБРАЗОВА́ТЕЛЬ (ФЭП) — устройство для непосредственного преобразования солнечной световой энергии в электрическую, действие к-рого основано на внутреннем фотоэффекте, т. е. на появлении фотоэдс в полупроводниковом материале под действием солнечного света; широко применяется в *системах энергопитания* КА (см. *Солнечная батарея*). Обычно ФЭП представляет собой пластину, внутри к-рой спец. обработкой созданы две различные области проводимости: электронная (*n*-типа) — с избытком свободных электронов и дырочная (*p*-типа) — с избытком положительно заряженных частиц, т. е. атомов, лишившихся электронов.

В результате самодиффузии свободных носителей тока (электронов и дырок) у *p* — *n*-перехода в темноте образуются два слоя объёмных зарядов, причём со стороны *p*-области сосредоточивается отрицательный заряд, а со стороны *n*-области — положительный; установившийся при этом потенциальный барьер будет препятствовать дальнейшей самодиффузии электронов и дырок через *p* — *n*-переход. Под действием света атомы в полупроводниках возбуждаются, в обеих областях возникают дополнит. пары электрон — дырка. Наличие потенциального барьера в *p* — *n*-переходе обусловливает разделение дополнит. зарядов: в *n*-области будут накапливаться избыточные электроны, а в *p*-области — из-

быточные дырки, вследствие чего будет происходить компенсация первонач. объёмных зарядов, сосредоточенных у p — n-перехода, и создание положит. заряда в слое p-типа и отрицат. заряда в слое n-типа, т. е. между n- и p-областями пластинки возникнет т. н. фотоэлектродвижущая сила (фотоэдс).

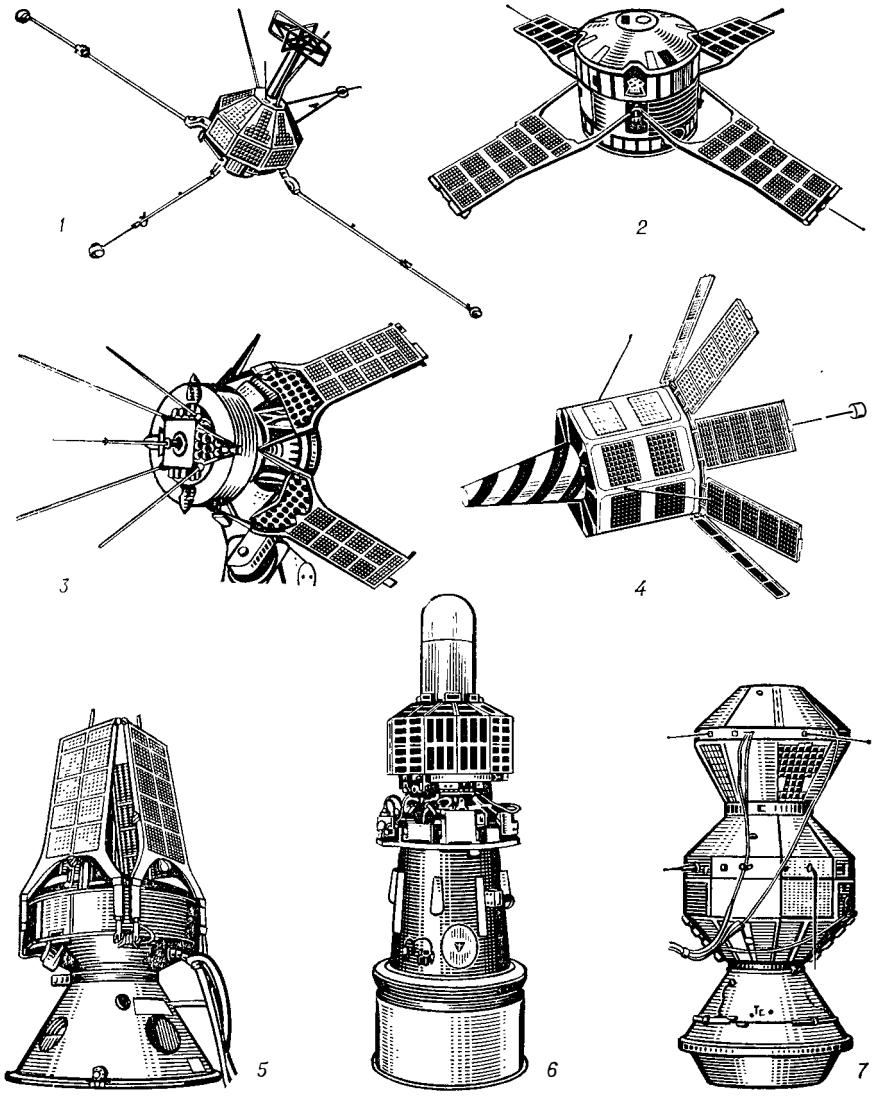
Наибольшее распространение в системах энергопитания КА находят кремниевые ФЭП, являющиеся элементами СБ. Такие ФЭП выполняют в виде тонких пластин площадью до неск. см² из сверхчистого монокристаллич. кремния, имеющего определ. тип проводимости. p — n переход кремниевых ФЭП создаётся на глубине неск. мкм от рабочей поверхности путём внедрения спец. примесей, т. н. доноров и акцепторов. Доноры (мышьяк, сурьма и др.) способствуют созданию электронной проводимости, акцепторы (бор, алюминий, галлий и др.) — дырочной. Представляют интерес высокотемпературные ФЭП из арсенида галлия, теллурида кадмия, сульфида кадмия и др., устойчиво работающие при повышенных темп-рах. Нек-рые из них, напр. сульфид кадмия, могут быть выполнены в виде тонких плёнок, что позволяет создавать на их основе лёгкие конструкции гибких панелей СБ. Осн. характеристики ФЭП см. в табл.

Основные характеристики фотоэлектрических преобразователей

Тип (материал)	Кремний	Фосфид индия	Арсенид галлия	Теллурид кадмия	Фосфид галлия	Сульфид кадмия	Арсенид сурьмы
Ширина запрещённой зоны (химический потенциал), эВ	1,12	1,27	1,38	1,50	2,24	2,40	1,59
Кпд, %:							
теоретический	21,7	25	26	27	22	19	27
получаемый при температуре 25°С	15	2	13	4	0,5	6	—
Макс. рабочая температура, °С	150	300	400	400	650	650	450
Уменьшение кпд с ростом температуры, %/°С	0,50	—	0,25	—	0,20	0,20	—

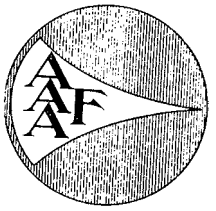
С. А. Худяков, В. А. Никитин.

Французские ИСЗ: *1* — «ФР-1»; *2* — «Турнесоль»; *3* — «Диадем»; *4* — «Эол»; *5* — «Диапазон»; *6* — «Диал»; *7* — «Поллукс» (вверху) и «Кастор»



ФРАНЦУ́ЗСКИЕ ИСКУ́ССТВЕННЫЕ СПУ́ТНИКИ ЗЕМЛИ́. На 1. 1. 1984 запущены французские ИСЗ, приведённые в таблице на стр. 429.

ФРАНЦУ́ЗСКИЕ О́БЩЕСТВА АСТРОНА́ВТИКИ. В 1927 в составе Астрономич. об-ва Франции учреждён Комитет по астронавтике (Comité d'Astronautique), присуждавший *Эно-Пельтри — Гирша премию.* С 1938 в рамках этого об-ва, а в 1945—47 при Ассоциации университетских и школьных аэроклубов Франции (Association des aéro clubs universitaires et scolaires de France) работала астронавтич. секция. До 1952 под эгидой Аэроклуба Франции функционировало Французское астронавтическое объединение (Groupement astronautique Français). В 1950 это объединение участвовало в созыве 1-го Междунар. астронавтич. конгресса, принявшего решение о необходимости учреждения *Международной астронавтической федерации.* В 1972 произошло слияние Французского общества астронавтики (Société Française d'astronautique), осн. в 1955, с Французской ассоциацией инженеров и специалистов по аэронавтике и космосу (Association Française des ingénieurs et techniciens de l'aéronautique et de l'espace), осн. в 1944. Новая орг-ция получила назв. Ассоциация аэронавтики и астронавтики Франции (Association aéronautique et astronautique de France); присуждает премии за вклад в развитие авиации и космонавтики, издаёт журнал «Аэронавтика и астронавтика» (Aéronautique et astronautique).



Эмблема Ассоциации аэронавтики и астронавтики Франции

ФТОР ЖИ́ДКИЙ F_2 — жёлтая жидкость с резким раздражающим запахом; криогенный *фторный окислитель* для ЖРД. Плотн. 1507 кг/м³ (при —188 °С), $t_{пл} \approx$ —220 °С, $t_{кип} \approx$ —188 °С. Весьма токсичен (*предельно допустимая концентрация* 0,2 мг/м³), обладает высокой реакционной способностью — энергично взаимодействует с большей частью веществ, мн. из к-рых при этом самовоспламеняются. Возгоранию металлов во Ф. ж. способствуют наличие загрязнений, повышенное давление, большая скорость перемещения потока фтора по трубопроводам. При контакте с нек-рыми металлами (напр., монель-металлом, никелем, медью, алюминиевыми сплавами) образует на их поверхности прочную плёнку, предохраняющую металл от дальнейшего разрушения. Такие металлы исполь-

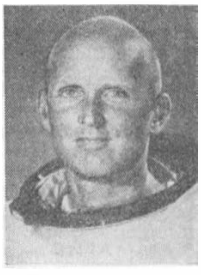
зуются при изготовлении оборудования для производства, хранения и транспортирования Ф. ж., а также элементов ДУ, работающих на Ф. ж. Произ-во Ф. ж. основано на сжижении газообразного фтора, получаемого электролизом расплава кислого фторида калия. Ф. ж.— наиболее эффективный окислитель для ЖРД — с горючими образует самовоспламеняющиеся топлива, характеризующиеся наибольшими уд. импульсом и плотностью. Разрабатываются двигатели на Ф. ж. в паре с жидкими водородом, аммиаком и др. горючими. Предложено использовать Ф. ж. совместно с водородом и литием в *трёхкомпонентном ракетном топливе* с уд. импульсом до 5000 м/с. Высокие хим. агрессивность и токсичность фтора, значит. темп-ра продуктов сгорания топлива в камере ЖРД, достигающая 4400—5000 К, препятствуют широкому внедрению этого окислителя в ракетно-космич. технику. Как окислитель для ЖРД впервые предложен Ф. А. *Цандером* в 1932, а смеси жидких фтора и кислорода — В. П. *Глушко* в 1933 (см. *РД-301*).

ФТО́РИСТЫЙ ПЕРХЛОРИ́Л, перхлорилфторид $FClO_3$ — один из оксифторидов; низкокипящий *фторный окислитель* для ЖРД. В сжиженном виде бесцветная подвижная жидкость с запахом фосгена. Плотн. 1562 кг/м³ (при —10 °С), $t_{пл} \approx -146$ °С, $t_{кип} \approx -47$ °С. Вещество ср. токсичности, но продукты разложения, содержащие фтористый водород, очень токсичны. Термически стабилен. При контакте с горючими веществами, имеющими высокоразвитую поверхность (активированный уголь, металлич. порошки и др.), вызывает их самовоспламенение. Пожароопасен. Коррозионная активность невысока. Совместим с алюминием, латунью, медью, углеродистыми и нержавеющими сталями. Ф. п. получают при взаимодействии фторсульфоновой кислоты с перхлоратами металлов. В ракетной технике может использоваться как в чистом виде, так и в смеси с др. окислителями (напр., с *трифторидом хлора*, *тетрафторгидразином*). Как окислитель ракетного топлива по эффективности немного превосходит *четырёхокись азота* и трифторид хлора; в смеси с последним Ф. п. при контакте с горючими обеспечивает их самовоспламенение.

ФТО́РНЫЕ ОКИСЛИ́ТЕЛИ — группа окислителей химических ракетных топлив, в состав к-рых входит фтор (элементарный или в виде соединений). *Фтор жидкий* является наиболее эффективным из числа существующих окислителей для ЖРД; образуемые им топлива обеспечивают наибольший уд. импульс и обладают значит. плотностью. Криогенные Ф. о.— фтор жидкий и *дифторид кислорода жидкий* находятся в стадии всестороннего изучения; остальные Ф. о. по уд. импульсу создаваемых на их основе топлив значительно уступают фтору и дифториду кислорода. Изучается также возможность использования *трифторида хлора* и *трифторида азота*, *пентафторидов хлора* и брома, *тетрафторгидразина*, а также и более сложных Ф. о., содержащих, помимо фтора и кислорода, хлор (напр., *фтористый перхлорил*, перхлорат фтора). Известны фториды кислорода (напр., диоксифторид), характеризующиеся нестабильностью в жидком состоянии и разлагающиеся до достижения темп-ры кипения. Фтористый озон предполагалось использовать в качестве добавки к жидкому кислороду для получения самовоспламеняющегося топлива. Ф. о. обычно отличаются токсичностью, хим. активностью и значит. плотностью в жидком состоянии (1500—2500 кг/м³). Общий недостаток Ф. о.— образование в продуктах сгорания токсичного коррозионноактивного фтористого водорода.

В США, ФРГ, Франции и др. странах ведутся разработки и стендовые испытания ЖРД на фторе, дифториде кислорода, растворах фтора в кислороде в качестве окислителей. Фторные двигатели предназначаются для верхних ступеней РН как обеспечивающие наибольшую эффективность, предельную для ЖРД (уступают лишь ЯРД).

ФУ́ЛЛЕРТОН (Fullerton) Чарлз (р. 1936), космонавт США, полковник ВВС. Окончил Калифорнийский технологич. ин-т, получив степень бакалавра наук (1957) и магистра наук (1958) в области механики. С 1958 в ВВС. В 1965 окончил школу по подготовке пилотов для аэрокосмич. исследований. С 1969 в группе космонавтов НАСА. 22—30 марта 1982 совм. с Дж. *Лусмой* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Колумбия») в качестве второго пилота. Полёт продолжался 8 сут 4 мин 49 с.



Ч. Фуллертон

Запуски французских ИСЗ (успешные)*

ИСЗ	Назначение	Дата запуска	Масса, кг	Ракета-носитель	Параметры орбиты: высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«А-1» («Астерикс»)	Контроль работы бортовой аппаратуры РН	26.11.1965	42	«Диаман-А» (Франция)	526	1809	34,24	108,6
«Фр-1»	Исследование прохождения сверхнизкочастотного излучения через ионосферу	6.12.1965	61	«Скаут» (США)	748	763	75,87	99,91
«Диапазон» («Д-1А»)	Геодезические измерения	17.2.1966	19	«Диаман-А»	501	2736	34,03	118,51
«Диадем-1» («Д-1С»)	То же	8.2.1967	23	То же	556	1410	40,02	104,66
«Диадем-2» («Д-1D»)	»	15.2.1967	23	»	588	1784	39,52	109
«Диал» (создан совместно с ФРГ)	Контроль работы бортовых систем РН, а также измерения напряжённости магнитного поля, электронной концентрации и др.	10.3.1970	115	«Диаман-В»	301	1630	5,40	104,2
«Пэол»	Геодезические измерения и подготовка к экспериментам с ИСЗ «Эол»	12.12.1970	60	То же	515	750	15	97
«Турнесоль» («Д-2А»)	Исследования распределения водорода в Солнечной системе	15.4.1971	96	»	456	702	46,6	96,2
«Эол»	Исследования воздушных течений в южном полушарии, давления и температуры атмосферы с использованием информации от шаров-зондов	16.8.1971	84	«Скаут»	677	906	500	100,7
«МАС-1» («СРЕТ-1»)	Испытания солнечных элементов	4.4.1972	14,8	«Восток» (СССР)	480	39 260	65,6	11 ч 45 мин
«Старлет»	Геодезические измерения	6.2.1975	50	«Диаман-В/Р-4»	805	1138	49,8	104,13
«Поллукс» («Д-5А»)	Испытания микродвигателя на гидразине	17.5.1975	36	То же	277	1277	30	100
«Кастор» («Д-5В»)	Испытания микроакселерометра		76					
«МАС-2» («СРЕТ-2»)	Испытания радиатора для ИК радиометра метеоспутника «Метеосат»	5.6.1975	30	«Союз» (СССР)	450	40 890	63	12 ч 17 мин
«Аура» («Д-2В»)	Регистрация УФ излучения звёзд, галактического излучения и пр.	27.9.1975	106	«Диаман-В/Р-4»	503	715	37	96,8
«Снег-3»	Регистрация гамма- и рентгеновского излучения астрономических объектов и УФ излучения Солнца	17.6.1977	103	«Космос» (СССР)	457	522	50,67	94

* В таблице не учитываются ИСЗ, разработанные Францией совместно с ФРГ (*«Симфония»*) или др. западноевроп. странами в рамках Европейского космического агентства.

Х

ХАЙ-ДА́УН (High Down) — ракетный полигон Великобритании, расположенный на западном побережье острова Уайт (50° 40′ с. ш., 1°30′ з. д., пролив Ла-Манш). На Х.-Д. проводились стендовые испытания англ. РН перед отправкой их на австрал. космодром *Вумера* для проведения запусков, отрабатываются их элементы, а также элементы наземного оборудования; имеются стартовые комплексы, аналогичные комплексам, расположенным на космодроме Вумера. На Х.-Д. испытывались англ. иссл. ракеты «Блэк найт» и РН «Блэк эрроу».

ХАЙДИ́Н — смесь из 60% *диметилгидразина несимметричного* и 40% диэтилентриамина (по массе); высококипящее смесевое горючее для ЖРД. По своим свойствам близок к *аэрозину-50*, но имеет более низкую темп-ру плавления. Применяется в США.

ХАММАГИ́Р — космодром Франции (до 1967) на территории Алжира вблизи границы с Марокко, в 130 км юго-западнее г. Бешар (31° 40′ с. ш. и 2° 15′ з. д.). На Х. имелось 4 стартовые позиции. Кроме испытаний боевых ракет, Х. использовался для запусков франц. ИСЗ с помощью РН «Диаман», а также для испытаний ступеней РН организации ЕЛДО. Пуски ракет производились по двум сухопутным трассам: в юго-зап. направлении к г. Тиндуф (протяжённость трассы ок. 1000 км) и в юго-вост. направлении к оз. Чад (протяжённость трассы св. 2000 км). Х. был оснащён РЛС и телеметрич. станциями. Последний франц. ИСЗ («Диадем-2») запущен с Х. 15.2. 1967. В соответствии с Эвианскими соглашениями между Францией и Алжиром 21.5.1967 состоялась официальная церемония закрытия Х. Оборудование космодрома было демонтировано и вывезено 30.6.1967.

ХАРАКТЕРИСТИ́ЧЕСКАЯ СКО́РОСТЬ в камере ракетного двигателя — физическая величина, определяемая выражением $c_* = p_{ом}F_м\mu_c/\dot{m}$, где $p_{ом}$ — давление торможения в минимальном сечении *сопла*; $F_м$ — площадь этого сечения; $\mu_c = 0{,}98—1$ — коэффициент расхода сопла, учитывающий реальные процессы в сопле; $\dot{m}$ — массовый секундный расход топлива через камеру. Х. с. выражается в м/с. Х. с. представляет собой вклад дозвуковой части камеры в суммарное значение её *удельного импульса тяги* и характеризует экономичность камеры сгорания (степень совершенства рабочего процесса) и эффективность используемого топлива. Действит. значение Х. с. составляет обычно 0,96—0,98 от идеального, вычисл. без учёта потерь энергии и определяемого термодинамич. свойствами топлива. Х. с. несколько увеличивается при повышении давления. Принятое за рубежом понятие Х. с. (обозначаемой c^*) тождественно понятию *расходного комплекса*, определяемого по давлению торможения на входе в сопло.

ХАРАКТЕРИСТИ́ЧЕСКАЯ СКО́РОСТЬ ракеты-носителя (космического аппарата) — скорость, к-рую приобрели бы ракета-носитель и (или) космический аппарат под действием тяги РД в идеальном случае — при отсутствии других сил (тяготения, сопротивления атмосферы и т. д.), ориентации вектора тяги РД в одном и том же направлении и движении по прямой. Х. с. для одноступенчатых и составных ракет определяется *Циолковского формулой*. Действит. скорость ракеты V отличается от Х. с. на размер потерь, связанных с влиянием силы тяжести, наличием атмосферы и угла атаки:

$$V = W - \Delta V_1 - \Delta V_2 - \Delta V_3,$$

где W — характеристическая скорость; ΔV_1, ΔV_2, ΔV_3 — потери скорости, связанные с влиянием указанных факторов.

Для РН скорость в конце участка выведения составляет 75—85% Х. с. При данном уд. импульсе РД Х. с. определяет количество израсходованного *рабочего тела*, поэтому иногда говорят о затратах Х. с. (напр., затраты Х. с. на том или ином участке полёта, манёвр КА).

Характеристическая скорость для различных видов космических полётов с Земли, км/с

Выведение КА на низкую круговую орбиту	9,2—10
Выведение КА на эллиптическую орбиту с высоким апогеем (40—60 тыс. км)	12,3—12,8
Выведение КА на стационарную орбиту	13,7—14,6
Выход КА за пределы сферы действия Земли (искусственная планета)	12,5—13
Облёт Луны	12,5—13,5
Выведение КА на селеноцентрическую орбиту (спутник Луны)	13,8—14,5
Полёт КА к Луне с посадкой на её поверхность	15,5—16,5
Осуществление лунной экспедиции с возвращением к Земле (с торможением атмосферой)	18,5—19,5
Пролёт КА вблизи Марса (Венеры) или полёт с посадкой на Марс (Венеру) с торможением атмосферой	13,5—14,5
Осуществление марсианской экспедиции с возвращением к Земле (с торможением атмосферой)	22—24
Выход КА за пределы Солнечной системы	18,5—19

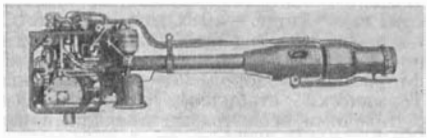
ХА́РТСФИЛД (Hartsfield) Генри (р. 1933), космонавт США, полковник ВВС в отставке. Окончил ун-т Оберна, получив степень бакалавра наук по физике (1954) и ун-т Теннесси, получив степень магистра наук в области машиностроения (1971). Выполнил ряд работ по физике (в ун-те Дьюка) и аэронавтике (в Технологич. ин-те ВВС). В 1966 окончил школу по подготовке пилотов для аэрокосмич. исследований. С 1969 в группе космонавтов НАСА. 27 июня — 4 июля 1982 совм. с Т. *Маттингли* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Колумбия») в качестве второго пилота. Полёт продолжался 7 сут 1 ч 9 мин 40 с.

ХА́УК (Hauck) Фредерик (р. 1941), космонавт США, капитан 1-го ранга ВМС. Получил степень бакалавра наук по физике в ун-те Тафтса (1962), магистра наук в области ядерной техники в Массачусетском технологич. ин-те (1966). С 1978 в группе космонавтов НАСА. 18—24 июня 1983 совм. с Р. *Криппеном*, Дж. *Фабианом*, С. *Райд*, Н. *Тагардом* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Челленджер») в качестве второго пилота. Полёт продолжался 6 сут 2 ч 24 мин 10 с.

Г. Хартсфилд

Ф. Хаук

ХВК 109-509А (HWK 109—509A) — серия немецких ЖРД, разработанных в 1-й половине 40-х гг. предприятием Х. Вальтера в г. Киль (Германия). Топливо ЖРД двухкомпонентное самовоспламеняющееся: окислитель — 80%-ный водный раствор перекиси водорода, горючее — Ц-штоф (57% метилового спирта, 30% гидразингидрата, 13% воды). ЖРД предназначались для различных воен. самолётов, из к-рых нашёл применение только истребитель-перехватчик Ме-163В. Тяга двигателя этого самолёта на земле до 16,7 кН, уд. импульс на земле ~ 1800 м/с, масса ~ 180 кг, дл. 2,5 м, ширина



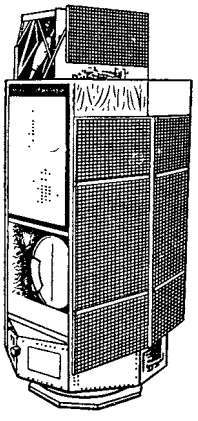
ЖРД ХВК 109-509А1

0,9 м, выс. 0,8 м, продолжительность работы на режиме номин. тяги 270 с; предусмотрено многократное включение. ЖРД состоит из камеры, ТНА, парогазогенератора, пускового бачка и др. элементов. Камера — сварной конструкции, с грушевидной камерой сгорания (давление до ~ 2,1 МПа) и конич. соплом (геометрич. степень расширения 3,8). Смесит. головка — плоская, с установл. на резьбе 12 двухкомпонентными форсунками, создающими коаксиальные кольцевые пересекающиеся струи окислителя и горючего. Форсунки объединены в группы с раздельным подводом топлива, благодаря чему ЖРД может работать на 3 режимах тяги: номинальном, минимальном (до 2 кН) и промежуточном. Камера охлаждается горючим по регенеративной противоточной схеме. Осн. конструкц. материал камеры — сталь. ТНА — одновальный, с осевой одноступенчатой активной турбиной, располож. между шнеко-центробежными насосами. Мощность ТНА ~ 90 кВт, частота вращения ~270 $с^{-1}$. Рабочее тело турбины получается разложением в парогазогенераторе 80%-ной перекиси водорода при прохождении её через твёрдый катализатор.

ХВОСТОВО́Й ОТСЕ́К — отсек ракеты или ракетной ступени, в к-ром размещаются РД и некоторые элементы оборудования ракеты (обычно часть аппаратуры управления, заправочная арматура топливных баков и пр.). Х. о.— тонкостенная каркасная конструкция, часто состоящая из оболочки с продольным и поперечным *силовым набором*. Опорное кольцо рамы РД обычно соединяется в одном узле с передним шпангоутом Х. о. Заканчивается Х. о. торцовым шпангоутом, на к-ром в большинстве случаев монтируются органы управления (газовые рули или рулевые РД), а также силовые

узлы для установки ракеты на пусковой установке (или для соединения с предыдущей ракетной ступенью — в *составных ракетах*). При наличии стабилизаторов их нервюры крепятся к силовому набору. Для доступа к отд. агрегатам и арматуре в обшивке Х. о. предусматриваются люки.

«ХЕАО» (англ. HEAO, сокр. от High Energy Astronomy Observatory — астрономическая обсерватория для регистрации излучений высокой энергии) — наименование серии американских ИСЗ для исследования рентгеновского и гамма-излучения, а также космических лучей. Масса ИСЗ ~ 3 т, полезного груза 1,3 т. Корпус — шестигранная призма дл. 5,8 м с поперечным размером 2,3 м. Электропитание от СБ. Используется трёхосная система ориентации. На ИСЗ «ХЕАО-1» установлены приборы для картирования небесной сферы в рентгеновских лучах, для измерения эмиссии и абсорбции диффузного рентгеновского и мягкого гамма-излучения, для уточнения положения отд. источников рентгеновского излучения, определения их размеров и структуры; прибор для определения положения, спектра, временных вариаций, интенсивности и др. характеристик нек-рых источников рентгеновского и гамма-излучения.



ИСЗ «ХЕАО-3»

На ИСЗ «ХЕАО-2» («Эйнштейн») установлен рентгеновский телескоп (дл. 3,8 м), с к-рым сопряжены 6 приборов (пропорциональные счётчики, рентгеновские спектрометры и пр.). На ИСЗ «ХЕАО-3» (последний из предусмотренных программой) устанавливались спектрометр для регистрации рентгеновского и гамма-излучения, прибор для исследования изотопного состава первичных космич. лучей и прибор для поиска сверхтяжёлых ядер. ИСЗ «ХЕАО» запускались РН «Атлас-Центавр».

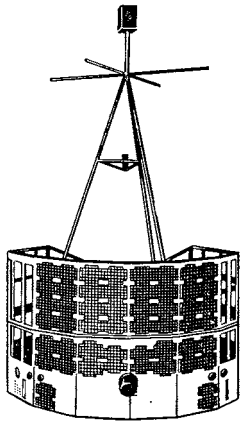
Запуски ИСЗ «ХЕАО»

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«ХЕАО-1»	12.8.1977	361	395	22,7	93,5
«ХЕАО-2»	13.11.1978	465	476	23,6	94,5
«ХЕАО-3»	20.9.1979	493	510	43,6	94,3

ХЕЙС (Haise) Фред (р. 1933) — космонавт США. После окончания в 1959 ун-та в Оклахоме получил степень бакалавра наук по авиац. технике. Работал пилотом-исследователем в Центре испытат. полётов НАСА в Эдуардсе (шт. Калифорния), в Центре пилотируемых полётов в Хьюстоне (шт. Техас), в н.-и. Центре Льюиса в Кливленде (шт. Огайо). Х.— автор ряда науч. работ по авиации и космонавтике. В 1964 окончил школу по подготовке пилотов для аэрокосмич. исследований. С 1966 в группе космонавтов НАСА. 11—17 апр. 1970 совм. с Дж. *Ловеллом* и Дж. *Суиджертом* совершил полёт к Луне в качестве пилота лунной кабины КК «Аполлон-13». В связи с аварией на корабле посадка на Луну была отменена, и «Аполлон-13», совершив облёт Луны, благополучно вернулся на Землю. Полёт продолжался 5 сут 22 ч 54 мин 41 с. В 1973—76 Х.— технич. пом. руководителя проекта «Спейс шаттл». С июня по окт. 1977 совм. с Ч. *Фуллертоном* испытывал в свободном полёте (при сбрасывании с самолёта «Боинг-747») орбит. ступень МТКК «Спейс шаттл». Почётный доктор наук Мичиганского ун-та (1970). Обладатель приза Хонта — высшей награды Школы по подготовке пилотов для аэрокосмич. исследований. Награждён золотой медалью НАСА «За выдающиеся заслуги», Почётным дипломом им. В. М. Комарова (ФАИ), пр. Амер. ин-та аэронавтики и астронавтики, Амер. астронавтич. об-ва. С 1979 вице-президент авиа- и ракетостроит. корпорации «Грумман корпорейшен» (Grumman Corp.). Портрет на стр. 432.

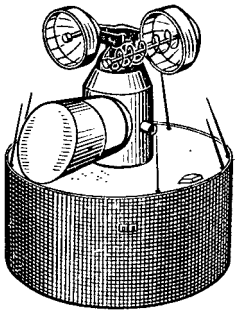
ХЕМОСИ́НТЕЗ (от греч. chēmía — химия и sýnthesis — соединение), правильнее — хемолитоавтрофия — тип питания, свойственный нек-рым бактериям, способным усваивать (см. *Синтез биологический*) углекислый газ как единственный источник углерода за счёт энергии окисления неорганических соединений (аммиака, сероводорода, водорода, соединений железа и др.). Важнейшими представителями хемосинтезирующих бактерий являются: нитрифицирующие (окисляющие аммиак и нитриты), бесцветные серобактерии (окисляющие сероводород и серу), железобактерии (окисляющие закисное железо) и *водородные бактерии*. Нек-рые из хемосинтезирующих бактерий могут быть использованы в биорегенеративных СЖО (см. *Замкнутая биотехническая система*).

«ХЕОС» (англ. HEOS, сокр. от Highly Excentric Orbiting Satellite — спутник на орбите с большим эксцентриситетом) — наименование серии исследовательских ИСЗ *Европейского космического агентства*. Масса ИСЗ 108 кг («ХЕОС-1») и 117 кг («ХЕОС-2»), в т. ч. масса науч. приборов ~ 30 кг. Корпус — 16-гранная призма выс. 0,7 м с макс. поперечным размером 1,3 м. Общая выс. ИСЗ с учётом штанги, на к-рой вынесен магнитометр, 2,4 м. Электропитание (~ 40 Вт) от СБ (8576 элементов) и серебряно-кадмиевой батареи ёмкостью 5 А·ч. Стабилизация вращением (расчётная частота вращения 10 об/мин). Заданная ориентация оси вращения (примерно перпендикулярно направлению на Солнце) обеспечивается микродвигателями на сжатом азоте, работающими по командам солнечных датчиков, ИК датчиков земного горизонта и датчиков альбедо. Телеметрич. передатчик (5,5 Вт) работает на частоте 136 МГц, командный приёмник — на частоте 148,25 МГц. Используется крестообразная турникетная антенна. Науч. приборы, разработанные в Великобритании, Дании, Италии и ФРГ, включают трёхосный индукционный магнитометр, электростатич. анализатор плазмы, антенны, регистрирующие низкочастотное (20—250 Гц) излучение Солнца, детекторы электронов и метеорных частиц. Запущены два ИСЗ «Х.» с помощью РН «Торад-Дельта». «ХЕОС-1» выведен на орбиту 5.12.1968 с выс. в перигее ~400 км, выс. в апогее ~223 000 км, наклонением 28,28°; период обращения 6750 мин; «ХЕОС-2» выведен 31.1.1972 на орбиту с выс. в перигее 406 км, выс. в апогее ~240 000 км, наклонением 89,9°; период обращения 7477,1 мин.



ИСЗ «ХЕОС»

«ХИМАВА́РИ» (япон., букв.— подсолнечник) — наименование японского метеорологического ИСЗ, запущенного в рамках международной программы изучения глобальных атмосферных процессов; имеет также название «ГМС». Изготовлен амер. фирмой «Хьюз эркрафт» (Hughes Aircraft) по заказу япон. фирмы «Ниппон электрик». Масса ИСЗ ~500 кг. Корпус — цилиндр диам. 2,16 м. Общая выс. ИСЗ 3,45 м. Электропитание от СБ, а в период захода ИСЗ в тень Земли — от аккумуляторных батарей. Стабилизация вращением. Для ориентации оси вращения и коррекции стационарной орбиты служат микродвигатели. Антенный блок снабжён системой противовращения. Осн. прибор — радиометр (такой же, как амер. ИСЗ «*СМС*»). Съёмка ведётся круглосуточно в видимых (разрешение 1,2 км) и ИК (5 км) лучах. Перевод с переходной орбиты на стационарную обеспечивает бортовой РДТТ. ИСЗ «Х.-1» выведен 14.7.1977 амер. РН «Торад-Дельта» на стационарную орбиту над 140° в. д. ИСЗ «Х.-2» выведен 11.8.1981 япон. РН «Н-2» на стационарную орбиту над 140° в. д. Для приёма информации от ИСЗ создана станция в Хатояме (префектура Сайтама), откуда по наземной микроволновой линии связи информация передаётся в центр сбора данных от метеоспутников в Киёсе (близ Токио).



ИСЗ «Химавари»

ХИМИ́ЧЕСКИЕ ИСТО́ЧНИКИ ТО́КА — устройства для непосредственного преобразования хим. энергии топлива в электрич. энергию. Существует два типа Х. и. т.: гальванические элементы и аккумуляторы. Х. и. т. состоят из двух электродов, являющихся, как правило, активными веществами, помещёнными

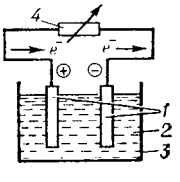


Схема химического источника тока: *1* — электроды; *2* — электролит; *3* — сосуды; *4* — электрическая нагрузка

Ф. Хейс

Е. В. Хрунов

в электролит. Между электродами при разомкнутой внеш. цепи возникает эдс (до неск. В); при замыкании внеш. цепи по ней начинает течь ток, при этом на отрицат. электроде протекает окисление, а на положит.— восстановление активного вещества. Элементы относятся к первичным источникам тока, аккумуляторы — к вторичным источникам тока. В элементах возможно лишь однократное использование активных веществ, в аккумуляторах — многократное использование, т. к. в них активное вещество восстанавливается при заряде от постороннего источника. К элементам относятся также *топливные элементы*, способные длительно непрерывно работать за счёт постоянного подвода к электродам новых порций реагентов и отвода продуктов реакции. Аккумуляторы и топливные элементы в составе соответственно аккумуляторных батарей и *электрохимических энергетических установок* применяются в *системах энергопитания* КА в качестве основных источников электроэнергии (при кратковременных полётах) и резервных или буферных (при длительных полётах).

Характеристики химических источников тока, применяемых в системах энергопитания КА

Источник тока	Тип	Электрохимическая система: положительное активное вещество	электролит	отрицательное активное вещество	ЭДС, В	Теоретическая удельная энергия, Вт·ч/кг	Срок службы
Никелево-кадмиевый	Аккумулятор	NiOOH	KOH	Cd	1,36	220	Несколько лет
Серебряно-цинковый	Аккумулятор	AgO	KOH	Zn	1,85	520	Несколько месяцев
Серебряно-кадмиевый	Аккумулятор	AgO	KOH	Cd	1,4	295	До 1 года
Кислородно-водородный	Топливный элемент	O_2	KOH	H_2	1,227	3660	Несколько месяцев

ХИМИ́ЧЕСКИЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — *ракетный двигатель*, работающий на *химическом ракетном топливе*.

ХИМИ́ЧЕСКОЕ РАКЕ́ТНОЕ ТО́ПЛИВО — *ракетное топливо*, к-рое в результате химической реакции окисления, разложения или рекомбинации образует высокотемпературные продукты (*рабочее тело*), создающие реактивную тягу при их истечении из РД. Характеристики Х. р. т. (напр., *теплота химической реакции*, состав продуктов реакции и связанный с ними *удельный импульс тяги*, *плотность*) определяются свойствами входящих в его состав компонентов. Напр., энергетич. и эксплуатац. характеристики Х. р. т., использующих раздельные компоненты, определяются гл. обр. окислителем вследствие обычно его большего содержания в топливе (см. *Коэффициент соотношения компонентов ракетного топлива*) и, как правило, худших физико-хим. свойств, осложняющих обращение с ним. Рациональным выбором окислителя и горючего можно повысить *эффективность ракетного топлива*. Так, напр., при сгорании во фторе наибольший тепловой эффект обеспечивают водород и литий. Сгорание в кислороде таких элементов, как углерод, бериллий и алюминий, более эффективно, чем во фторе. Т.о., горючее для *фторного окислителя* не должно содержать углерода или его содержание должно быть минимальным. Если же в горючем содержатся углерод, бериллий, алюминий, то для получения высокого уд. импульса окислитель должен включать необходимое кол-во кислорода.

По агрегатному состоянию компонентов различают Х. р. т.: *жидкое ракетное топливо* — для ЖРД, *твёрдое ракетное топливо* — для РДТТ, а также *гибридное ракетное топливо*; изучается *желеобразное топливо* и *тиксотропное топливо*. В ракетной технике наиболее распространено *двухкомпонентное ракетное топливо*. С целью улучшения термодинамич. характеристик или увеличения плотности топлива разрабатываются *трёхкомпонентные ракетные топлива* и *многокомпонентные ракетные топлива*. Возможны использование в компонентах жидкого топлива твёрдой фазы (напр., *суспензии* металлов или неметаллов, *водорода шугообразного* — смеси твёрдого водорода с жидким), а также флюидизация твёрдого компонента топлива (см. *Псевдожидкое топливо*). К Х. р. т. относят также гипотетич. *атомарное ракетное топливо* и *метастабильное ракетное топливо*. История развития РД — это в значит. мере поиски эффективного, пригодного для эксплуатации ракетного топлива. См. также *Коэффициент избытка окислительных элементов*, *Коэффициент избытка окислителя*.

ХЛОРЕ́ЛЛА (Chlorella) — род микроскопических зелёных *водорослей одноклеточных*, используемых в экспериментальных системах биологич. *регенерации кислорода* в замкнутых экосистемах (на КК, орбит. станциях). Характеризуется высоким коэф. *фотосинтеза*, при интенсивном культивировании для обеспечения газообмена одного человека достаточно 30—40 л суспензии водорослей. В зависимости от условий культивирования Х. содержит до 55% белка, обладающего высокой пищевой ценностью.

ХЛО́РИСТЫЙ ЛИ́ТИЙ LiCl — применяемое в СЖО химическое вещество, бесцветные кристаллы, плотность 2000 кг/м³. Благодаря способности обратимо поглощать пары воды используется в датчиках влажности в звеньях *осушки воздуха* СЖО КА.

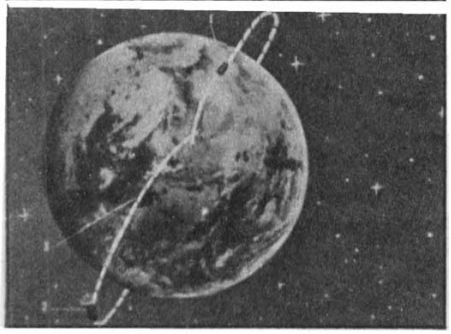
ХЛО́РНАЯ КИСЛОТА́ $HClO_4$ — одноосновная кислота, в к-рой Cl имеет степень окисления +7; высококипящий окислитель для ЖРД. Бесцветная, подвижная, дымящаяся на воздухе сильно гигроскопичная ядовитая жидкость. Плотн. 1770 кг/м³ (при 20 °С), $t_{пл} \approx -102$ °С, $t_{кип} \approx 110$ °С. Агрессивна, мн. горючие органич. соединения воспламеняются при соприкосновении с Х. к., иногда со взрывом. Высококонцентрированная Х. к. нестабильна, взрывоопасна (известны стабилизаторы). В чистом виде коррозионно пассивна, но продукты разложения активны. Лучшими конструкц. материалами являются нержавеющие стали и алюминий. Получают вакуумной перегонкой из раствора, образуемого при взаимодействии перхлората натрия $NaClO_4$ с соляной кислотой HCl. По удельному импульсу топлива на основе Х. к. не отличаются от топлив на основе *четырёх-окиси азота* и *тетранитрометана*. Гл. достоинства Х. к.— большой температурный диапазон сохранения жидкого состояния, повыш. плотность образуемых топлив и самовоспламенение с горючими. Применению Х. к. препятствует неудовлетворительная стабильность. Как окислитель для ЖРД предложен В. П. *Глушко* в 1930.

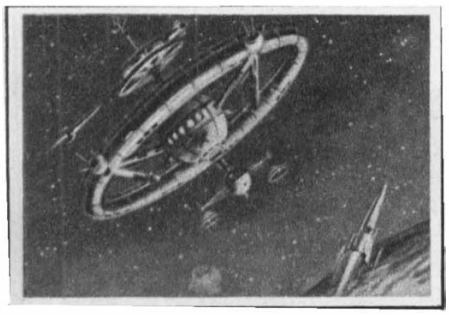
ХО́ЛЛОВСКИЙ ЭЛЕКТРИ́ЧЕСКИЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — вид *электромагнитного ракетного двигателя*.

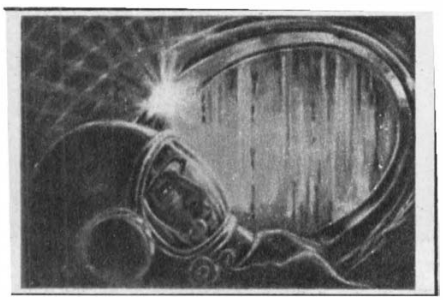
ХОЛОДИ́ЛЬНИК-ИЗЛУЧА́ТЕЛЬ — см. в ст. *Радиационный теплообменник*.

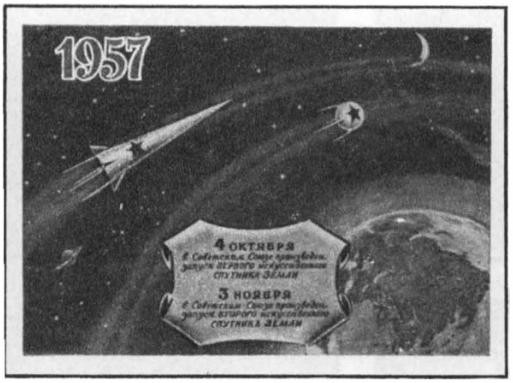
ХОЛОДИ́ЛЬНИК-КОНДЕНСА́ТОР — *теплообменный агрегат*, применяемый для конденсации водяных паров из газовой смеси, её охлаждения и отделения жидкой фазы от газообразной. Используется в звеньях терморегулирования *осушки воздуха* системы жизнеобеспечения КК, орбит. станций (напр., «Салют») и *ранцевых системах жизнеобеспечения*, а также для выделения воды из парогазовых смесей, выходящих из электрохим. аппаратов, реакторов каталитич. гидрирования углекислого газа и др. В условиях космич. полёта из-за невесомости использовать наземные методы конденсации водяных паров и отделения жидкой фазы от газообразной (за исключением методов капиллярной конденсации и центрифугирования) нельзя. Поэтому применяются развёрнутые трубчатые или др. охлаждающие теплообменные поверхности, по внутр. полостям к-рых протекает *холодильный агент* с темп-рой ниже темп-ры точки росы. Образовавшаяся жидкость (*конденсат*) отделяется и отводится при помощи *влагоотделителя*. Перенос сконденсиров. влаги к др. аппаратам может, напр., производиться с использованием капиллярного градиента или же насосом. В дальнейшем полученная холодильным агентом теплота отводится в космич. пространство с помощью *радиационного теплообменника*. См. *Терморегулирования система*.

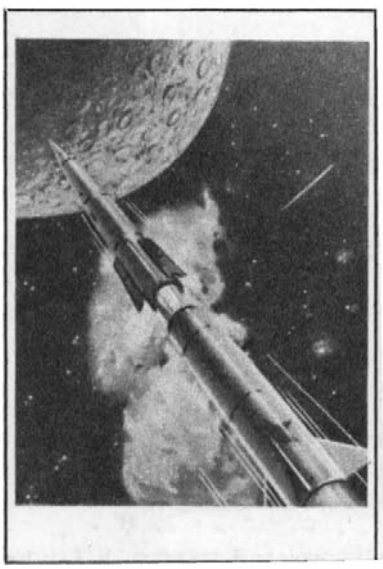
ХОЛОДИ́ЛЬНЫЕ АГЕ́НТЫ — рабочие тела холодильных машин, имеющие низкую температуру кипения. В процессе





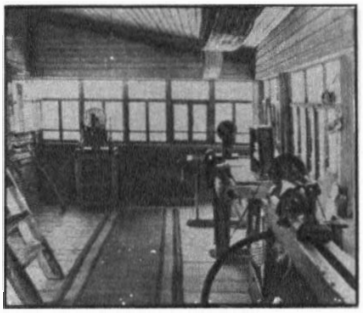




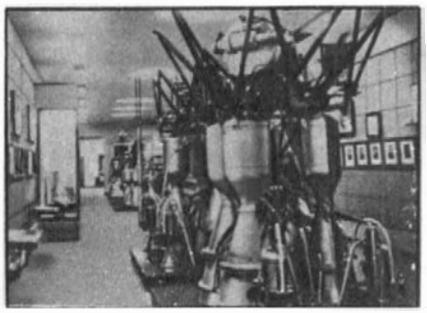


К ст. Филокартия космическая.

1



2

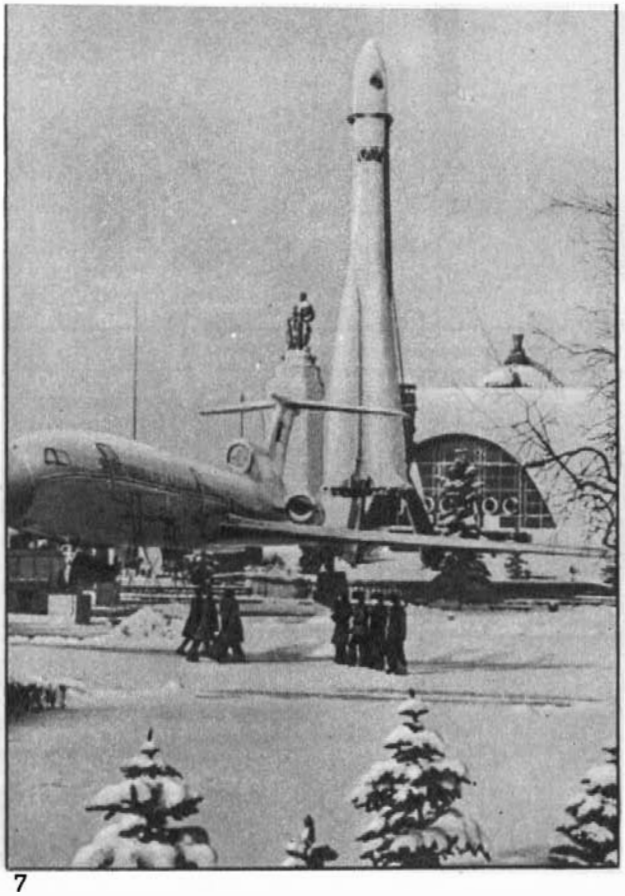


3

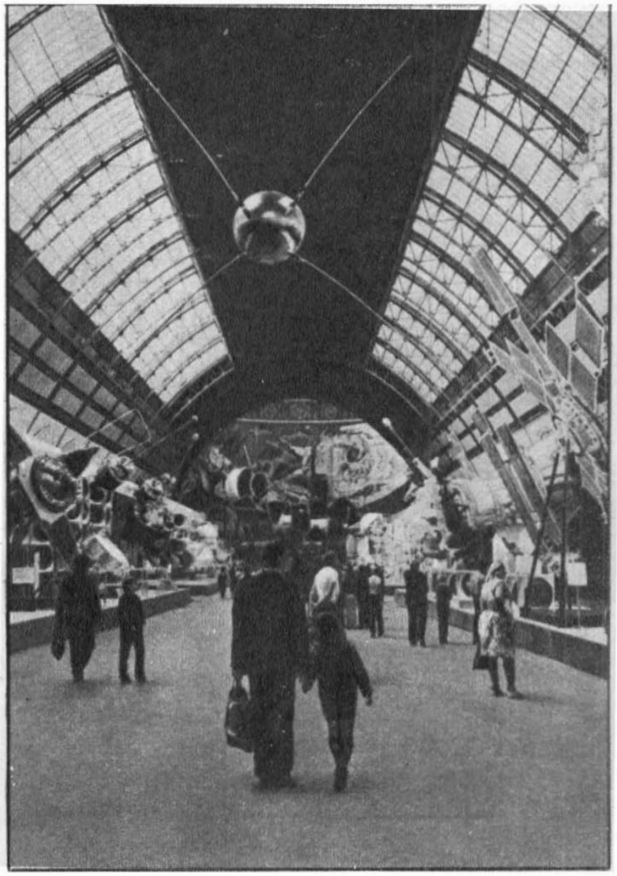
4

5

6

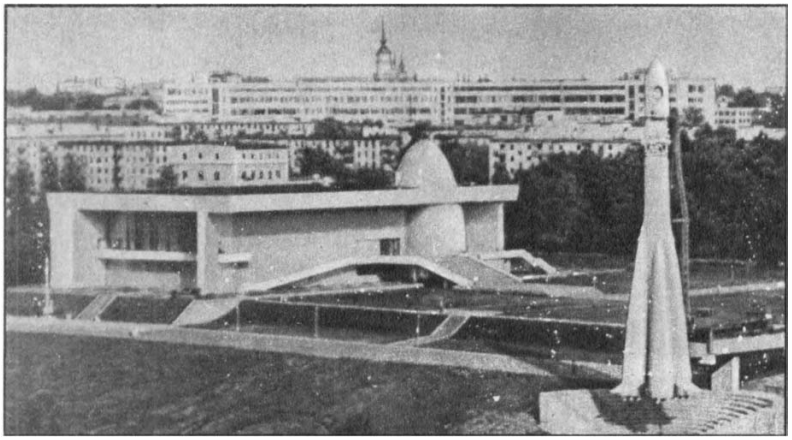


7

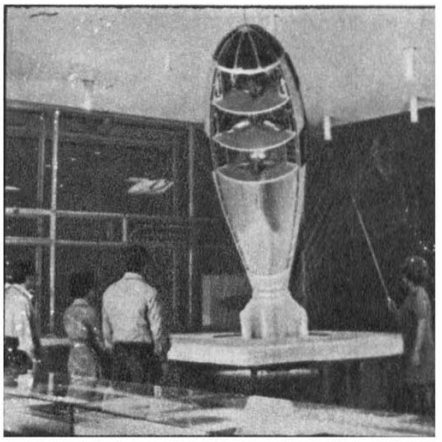


8

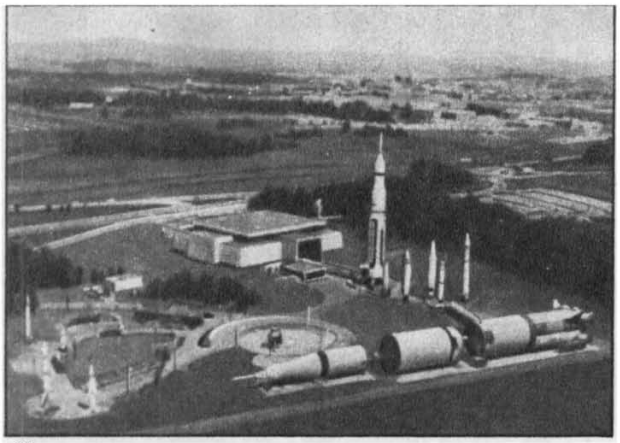
К ст. Музеи космонавтики и ракетно-космической техники: 1, 2 — дом-музей К. Э. Циолковского; 3 — музей Газодинамической лаборатории; 4, 5 — дом-музей С. П. Королёва; 6 — в одном из залов музея Звёздного городка; 7, 8 — павильон «Космос» на ВДНХ;



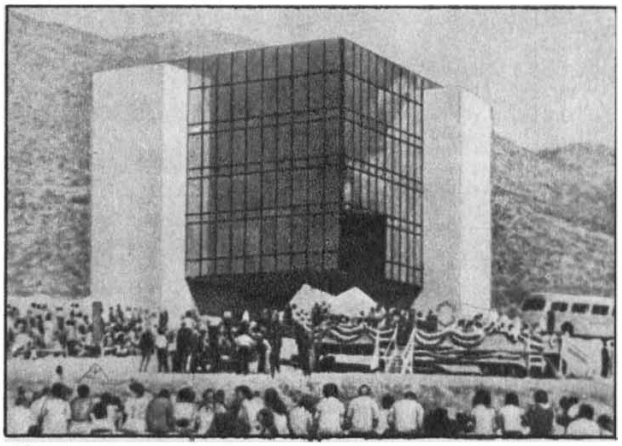
9



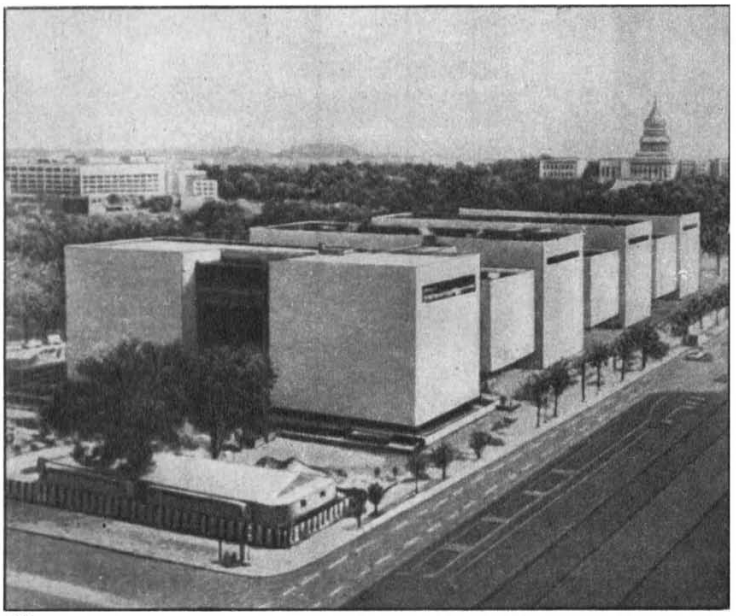
10



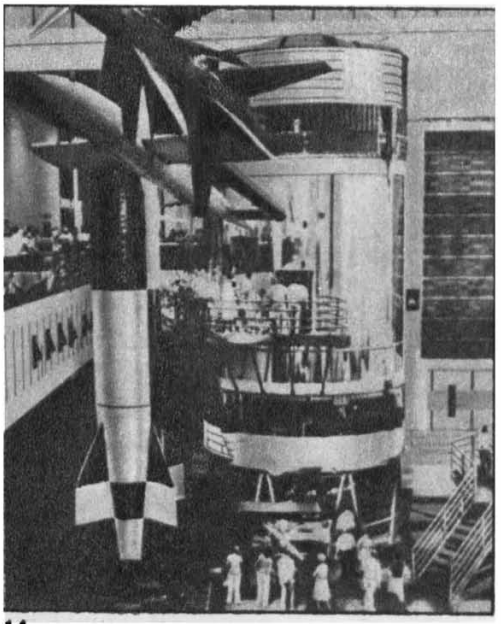
11



12



13



14

9, 10 — Государственный музей истории космонавтики им. К. Э. Циолковского (СССР); **11** — Алабамский ракетно-космический центр; **12** — Международный космический зал славы; **13, 14** — Национальный музей авиации и космонавтики (США).

К ст. Филумения космическая.

кипения в испарителе они отбирают теплоту от охлаждаемой среды, а затем после сжатия в процессе конденсации отдают её в теплообменном агрегате др. теплоносителю либо излучают в пространство в виде электромагнитных волн. По темп-ре кипения (при атмосферном давлении) Х. а. можно разделить на 3 группы: высокотемпературные (выше —10 °С), умеренные (ниже —10 °С) и низкотемпературные (ниже —50°С). К первой группе относятся хладоны (фреоны) 11, 21, 113 (применяются в системах кондиционирования воздуха); ко второй — аммиак и хладоны 12 и 22 (используются в парокомпрессионных холодильных машинах); к третьей — хладоны 13 и 23, а также этан и этилен (в холодильных машинах с каскадным циклом).

ХОЛОДИ́ЛЬНЫЙ ЦЕНТР космодрома — комплекс холодильных машин и систем управления ими, расположенный на космодроме. Система холодоснабжения, предназначенная для охлаждения и *термостатирования* ракетного топлива, разл. отсеков РН и КА, состоит из подсистем получения холода, передачи его потребителям и охлаждения потребителей. Подсистема получения холода включает в общем случае совокупность различных холодильных машин (ХМ), выбор к-рых определяется энергоёмкостью получения холода на требуемом температурном уровне, степенью автоматизации, надёжностью, экономичностью и т. д. ХМ входят в состав комплекса спец. технологич. оборудования космодрома (см. *Наземное оборудование космических комплексов*). При предстартовой подготовке РН применяются ХМ умеренного охлаждения и машины для охлаждения в области криогенных темп-р (ниже —150 °С). ХМ умеренного охлаждения размещаются в помещении Х. ц. и служат для термостатирования отсеков РН (темп-ра до —10°С) и высококипящих компонентов топлива в резервуарах заправочных систем и в бортовых баках (темп-ра до —50 °С). В качестве ХМ умеренного охлаждения применяются одно- и двухступенчатые парокомпрессионные машины, использующие в качестве *холодильного агента* гл. обр. хладоны 12 и 22, обеспечивающие температурный уровень до —55 °С, и в нек-рых случаях — аммиак. Парокомпрессионная ХМ состоит из компрессора, конденсатора, дроссельного устройства и *испарителя*. В испарителе ХМ Х. ц. хладагент испаряется, получая теплоту *холодоносителя* и тем самым охлаждая его. Затем он сжимается компрессором до давления конденсации при темп-ре, определяемой темп-рой воды, охлаждающей конденсатор, и конденсируется в нём. Жидкий хладагент дросселируется в терморегулирующем вентиле до давления испарения, соответствующего темп-ре охлаждения, и снова поступает в испаритель. При термостатировании отсеков РН находит применение труба Ранка (ТР), в к-рой используется эффект энергетич. разделения воздуха при вращат. движении расширенного в ней потока. Осн. преимущества ТР — возможность одноврем. получения охлаждённого и нагретого воздуха, простота, малая масса и небольшие габаритные размеры установки. Для охлаждения в области криогенных темп-р применяются холодильно-газовые машины и установки (ХГМ и ХГУ), работающие по замкнутому регенеративному термодинамич. циклу и использующие в качестве рабочего тела гелий, сохраняющий газообразное состояние во всех процессах цикла. Для получения темп-р до —196 °С (темп-ра кипения жидкого азота) и —183 °С (темп-ра кипения жидкого кислорода) применяют ХГМ, работающие по т. н. циклу Стирлинга (машина типа Филлипс). ХГМ представляет собой поршневую машину, в корпусе к-рой есть все элементы, необходимые для осуществления холодильного цикла, компрессионный и расширит. цилиндры, регенератор и водяной холодильник. На температурных уровнях ниже —196 °С применяют ХГУ с турбомашинами. Такая установка состоит из турбокомпрессора, турбодетандера, блока теплообменников и оборудования для подпитки системы гелием. Установка для получения темп-р до —220 °С имеет один турбодетандер, а для получения темп-р —253 °С (темп-ра кипения водорода) и ниже — два турбодетандера, работающих на различных температурных уровнях.

Подсистема передачи холода представляет собой замкнутый контур со своим насосом, снабжённый теплообменниками. Циркулирующий по контуру холодоноситель переносит теплоту от ХМ к теплообменникам, в к-рых и осуществляется передача холода потребителю. Для переноса холода применяются вода и рассолы (растворы солей, напр. хлористого натрия и хлористого кальция в воде), органич. жидкости, их растворы и растворы органич. веществ (этиленгликоль, трихлорэтилен, толуол, хладоны 30, 11, 21 и др.). Вода и рассолы дешевле, обладают большей теплоёмкостью, но не позволяют охлаждать ниже —55 °С (их темп-ра замерзания) и коррозионно активны; органич. холодоносители при слабой коррозионной активности обладают более низкой темп-рой замерзания (до —160 °С), но их теплоёмкость относительно ниже. Для передачи холода в криогенной области темп-р чаще всего используется газообразный гелий.

Различают системы централизов. и децентрализов. холодоснабжения. При централизов. холодоснабжении с единого Х. ц. снабжается группа потребителей, требующих разл. кол-ва холода на определ. температурном уровне и расположенных на относительно больших расстояниях (более 300—500 м). При децентрализов. (автономной) системе холодоснабжения произ-во холода осуществляется ХМ, размещёнными в неск. Х. ц. Такие системы проще, т. к. в них отсутствует контур передачи холода с холодоносителем. Однако их недостатком является трудность распределения хладагента по отдельным потребителям в кол-ве, соответствующем тепловой нагрузке этих потребителей.

Работа Х. ц. управляется и контролируется дистанц. системами с пультов управления, располож. на командном пункте. Существуют также т. н. холодильно-нагревательные центры, к-рые, кроме ХМ, имеют в своём составе нагреват. устройства (электрические или паровые) для нагревания теплоносителей.

Г. Н. Бобровников.

ХОЛО́ДНЫЕ ИСПЫТА́НИЯ ракетного двигателя — испытания РД без сжигания в нём топлива. Обычно под Х. и. понимают проливку жидкостных и продувку газовых полостей ЖРД соответственно компонентами топлива или модельными жидкостями (напр., водой, жидким азотом) и газами (напр., воздухом, хладоном). При этом отрабатывается взаимодействие элементов ЖРД, корректируется *циклограмма работы*, уточняются гидравлич. характеристики отд. элементов и узлов в целом, исследуются гидродинамич. процессы, проверяется *настройка* ЖРД. При Х. и. ДУ отрабатываются дополнительно операции наддува баков, *захолаживания* и т. д. Обработка результатов Х. и. при помощи ЭВМ, наряду с привлечением математич. моделей систем, позволяет предсказать характеристики, соответствующие реальным рабочим условиям. Х. и. проводятся обычно на стадии отработки ЖРД (ДУ), но для настройки ЖРД со сложной системой регулирования (обеспечивающей, напр., глубокое *дросселирование* ЖРД при одноврем. поддержании неизменного соотношения компонентов топлива) могут потребоваться Х. и. каждого экземпляра ЖРД. Автономным проливкам и продувкам подвергаются практически все экземпляры осн. агрегатов ЖРД.

ХОЛОДОНОСИ́ТЕЛИ — жидкости, служащие источником холода в многоконтурных холодильных системах. Х. могут быть: вода и водные растворы солей (хлористого кальция, хлористого натрия и т. п.), антифризы, водные растворы спирта и т. д. Получив запас холода в теплообменниках холодильной машины, Х. отдают его охлаждаемому объекту через теплообменники вторичного контура. Применение Х. целесообразно в том случае, когда холодильные машины удалены от охлаждаемого объекта.

ХРАНИ́ЛИЩЕ РАКЕ́Т — помещение на *космодроме* для длительного хранения РН или их ступеней, отсеков, элементов, укладываемых в законсервированном состоянии на складские тележки, опорные устройства, стеллажи. Для хранения снаряжённых РДТТ и их отд. секций имеются спец. хранилища. В Х. р. поддерживается заданный температурно-влажностный режим.

ХРАНИ́ЛИЩЕ ТО́ПЛИВА — сооружение в районе *стартовой позиции* (на поверхности земли или заглублённое), в к-ром размещаются ёмкости для хранения ракетного топлива. Х. т. оснащены системами: газового контроля и вентиляции, контроля темп-ры топлива, термостатирования, отвода паров топлива и нейтрализации, пожаротушения, заправки ёмкостей топливом, наддува сжатым газом.

ХРУНО́В Евгений Васильевич (р. 1933) — космонавт СССР, полковник, Герой Сов. Союза (1969), лётчик-космонавт СССР (1969), канд. технич. наук (1971). Чл. КПСС с 1959. В 1953 окончил военную авиационную школу и в 1956 Батайское военное авиац. уч-ще; проходил службу в авиац. частях Сов. Армии. В 1968 окончил Военно-возд. инж. академию им. Н. Е. Жуковского, в 1972 — Военно-политич. академию им. В. И. Ленина. В 1960—80 в отряде космонавтов. 15—16 янв. 1969 совм. с Б. В. *Волыновым* и А. С. *Елисеевым* совершил полёт на КК «Союз-5» (в качестве инженера-исследователя). 16 янв. вместе с Елисеевым осуществил переход через открытый космос (37 мин) в КК «Союз-4» (пилотируемый В. А. *Шаталовым*), на к-ром возвратился на Землю 17 янв. Общее время полёта 1 сут 23 ч 45 мин 50 с. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР, почётный диплом им. В. М. Комарова и медаль де Лаво (ФАИ). Награждён орденом Ленина, орденом Красной Звезды и медалями. Почётный гражданин городов Калуга, Тула, Шахтёрск, Чирчик. Портрет на стр. 432.

Ц Ч Ш

ЦА́НДЕР Фридрих Артурович (1887—1933) — советский учёный и изобретатель в области теории межпланетных полётов, реактивных двигателей и ЛА. В 1914 окончил Рижский политехнич. ин-т. Проблемами реактивного движения начал заниматься с 1908. Его внимание привлекали вопросы конструирования КА, выбор движущей силы, способы очистки атмосферы на КА и др. В 1909 он впервые высказывает мысль о том, что в качестве горючего целесообразно использовать элементы конструкции межпланетного корабля; с 1917 приступает к систематич. исследованиям проблем ракетно-космич. науки и техники. В 1921 Ц. представил доклад о проекте межпланетного корабля-аэроплана на Моск. губернскую конференцию изобретателей. В 1924 опубликовал в журнале «Техника и жизнь» статью «Перелёты на другие планеты», в к-рой изложил свою осн. идею — сочетание ракеты с самолётом для взлёта с Земли и последующее сжигание в полёте самолёта в качестве горючего в камере ракетного двигателя для увеличения дальности полёта ракеты. В том же году Ц. разрабатывал идею об использовании Луны или попутных планет (их гравитационного и электромагнитного поля или их атмосферы) для увеличения скорости полёта на другие планеты, а также идею планирующего спуска КА с торможением в атмосфере планеты. С 20-х гг. Ц., наряду с исследованием проблем межпланетных сообщений, занимался разработкой теории и расчётом двигателей КА. Он предложил схему и конструкцию двигателя внутр. сгорания, к-рый не нуждался в атм. воздухе; выполнил ряд теоретич. расчётов эффективности реактивных двигателей разл. схем, включая ВРД и комбинированные РД. Осн. труды по ракето- и астродинамике; им были рассмотрены также вопросы движения КА в гравитационном поле Солнца, планет и их спутников, определения траекторий и продолжит. полётов.

В 1929—32 Ц. построил и испытал на сжатом воздухе с бензином реактивный двигатель *ОР*-1; в 1933 — ЖРД ОР-2 (на жидком кислороде с бензином). Разрабатывал проекты *двигателя 10* и ракеты «*ГИРД-Х*». Принимал участие в организации *Группы изучения реактивного движения*. В 1931—32 был пред. ГИРД при Осоавиахиме. В 1930—31 преподавал в Моск. авиац. ин-те. Им. Ц. назв. мемориальная комната в Рижском политехнич. ин-те, музей развития космонавтики в Кисловодске, улица в Москве, кратер на Луне.

ЦА́НДЕРОВСКИЕ ЧТЕ́НИЯ — научные конференции, посвящённые разработке науч. наследия и развитию идей Ф. А. *Цандера*, проводимые с целью координации усилий исследователей, занимающихся проблемами ракетной и космической техники. Ц. ч. (кроме пленарных заседаний) проходят в трёх секциях: «Исследование науч. творчества Ф. А. Цандера», «Теория и конструкция двигателей и летат. аппаратов», «Астродинамика». Ц. ч. проводятся с 1970 (раз в 2 года); в 1977 в Риге состоялись внеочередные юбилейные Ц. ч., посвящённые 90-летию со дня рождения Цандера. Труды Ц. ч. публикуются отд. тематическими сборниками.

ЦЕНА́ ТЯ́ГИ электрического ракетного двигателя — отношение электрической мощности, потребляемой *электрическим ракетным двигателем*, к развиваемой тяге. Один из осн. энергетических показателей ЭРД.

ЦЕНТР ДАВЛЕ́НИЯ — точка, в к-рой считается приложенной результирующая сил давления газа, действующих на движущееся в нём тело (например, спускаемый аппарат КА). Взаимное положение Ц. д. и центра тяжести существенно влияет на устойчивость движения тела.

ЦЕНТР ДА́ЛЬНЕЙ КОСМИ́ЧЕСКОЙ СВЯ́ЗИ (ЦДКС) — специализированные командно-измерительные пункты *наземного автоматизированного комплекса управления* (НАКУ), из к-рых осуществляются связь и управление межпланетными КА (напр., типа «Луна», «Марс», «Венера» и др.). В связи с большими удалениями КА от Земли суточное время возможной связи с ними из одного пункта достигает 10—11 ч, поэтому для обеспечения длительной и непрерывной связи с межпланетными КА достаточно наличие трёх командно-измерительных пунктов, разнесённых по долготе на 120°. На ЦДКС возлагается централизованное руководство всем комплексом работ, обеспечивающих реализацию целей и задач полёта и получение информации с межпланетных КА.

Особенности организации связи и управления с межпланетными КА: применение комбиниров. радиолиний совмещённого типа, позволяющих поочерёдно, одновременно и в разл. комбинациях производить орбитальные и телеметрич. измерения, выполнять задачи управления, связи и ТВ; применение больших высокоэффективных приёмных и передающих антенн; использование мощных передатчиков и высокочувствительных приёмных устройств с глубоко охлаждаемыми усилителями; работа в узкой полосе частот, режимах накопления информации и уменьшения скорости её приёма по мере удаления КА от Земли; обеспечение фильтрации и выделения сигналов при соизмеримости уровней полезного сигнала и помех. Периодичность сеансов связи с КА может колебаться от одних до неск. суток, а длительность от неск. минут до неск. часов.

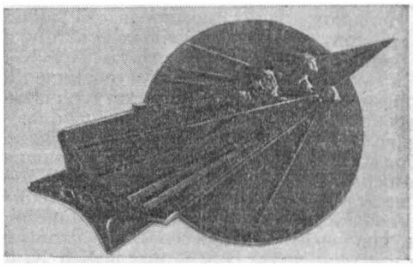
ЦЕНТР ПИЛОТИ́РУЕМЫХ ПОЛЁТОВ (ЦПП) имени Л. Джонсона. Осн. в сент. 1961; расположен в 40 км юго-восточнее Хьюстона (шт. Техас), пл. 6,56 км². ЦПП организационно входит в состав НАСА и является одним из его осн. центров. Осн. назначение ЦПП: отбор и подготовка космонавтов к выполнению космич. полётов на всех типах пилотируемых КА; управление этими полётами. Дополнит. задачи: руководство работами пром. фирм по проектированию и изготовлению КА и средств подготовки космонавтов; планирование космич. полётов. Для решения этих задач ЦПП располагает учебно-тренировочной, иссл., испытат. и лётной базами. ЦПП работает в кооперации с н.-и. и испытат. центрами НАСА, гражд. и воен. учреждениями, пром. фирмами, ун-тами и колледжами США. Структурно ЦПП состоит из тематич. управлений, отделов, служб и бюро. Особенности работы ЦПП: зависимость штатной структуры от интенсивности космич. программ и наличие спец. подразделений по руководству работами текущих космич. программ. Эти подразделения являются самостоят. и подчиняются непосредственно директору ЦПП и аппарату НАСА.

Ф. А. Цандер

Все управления, средства подготовки и тренировки космонавтов, Центр управления полётами, н.-и. испытат. база, администрация и обслуживающие подразделения размещены более чем в 80 зданиях и корпусах, располож. на терр. ЦПП. Лётная база, состоящая из реактивных самолётов учебного, боевого и трансп. типов, расположена на базе ВВС Эллингтон (Ellington) в 8 км от ЦПП и предназначена для проведения исследований и испытаний, подготовки космонавтов, перевозок грузов и людей. На терр. ЦПП находится музей ракетной и космической техники. Космонавты и сотрудники ЦПП живут в населённых пунктах, располож. в районе ЦПП, в Хьюстоне и прилегающих к нему р-нах.

В 1973 ЦПП было присвоено имя бывшего президента США Л. Джонсона. Первый директор ЦПП — Роберт Гилрут (1961—72); с 1982 ЦПП возглавляет Джералд Гриффон. Первым командиром группы космонавтов был А. *Шепард*; с 1974 — Дж. *Янг*. *Э. А. Васкевич.*

ЦЕНТР ПОДГОТО́ВКИ КОСМОНА́ВТОВ (ЦПК) имени Ю. А. Гагарина — основан в янв. 1960; находится в *Звёздном городке* им. Л. И. Брежнева.



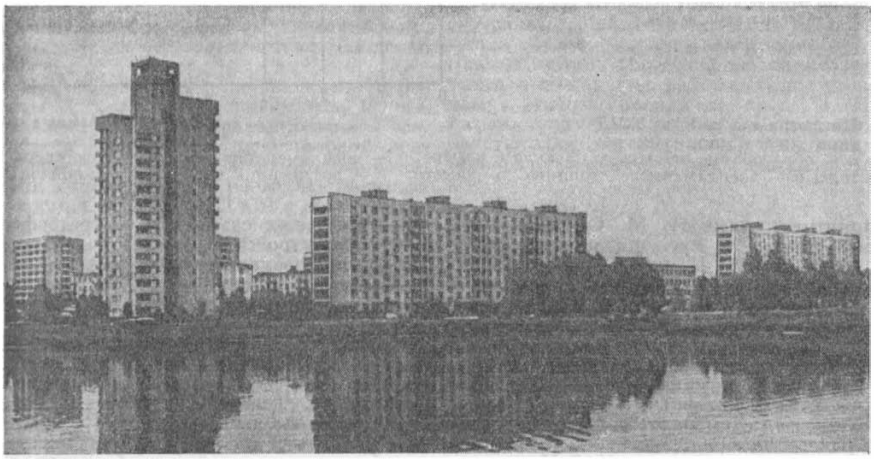
Эмблема Центра подготовки космонавтов им. Ю. А. Гагарина

Осн. назначение ЦПК — подготовка космонавтов к полётам на всех типах пилотируемых КА по нац. и междунар. космич. программам. ЦПК располагает учебно-тренировочной, исследовательской и лётной базами, состоящими из учебных, трансп. и пассажирских самолётов и вертолётов. Технические средства подготовки и тренировки космонавтов позволяют подготавливать к космич. полётам неск. экипажей одновременно. Для контроля за состоянием космонавтов в полёте, процессами выполнения ими экспериментов на борту КА и выработки рекомендаций экипажам в штатных и незапланированных ситуациях в ЦПК создана учебно-материальная база с тренажёрами и полноразмерными макетами КК и орбит. станций. ЦПК имеет связь с пром. и н.-и. орг-циями, разрабатывающими космич. технику, бортовое оборудование, науч., технич., технологич. и медико-биологич. эксперименты. В ЦПК прово-

дятся отбор, подготовка и тренировка космонавтов на технич. средствах, разрабатываются методики, инструкции, уч. и другие пособия. В ЦПК сосредоточены комплексные и специализированные тренажёры, полноразмерные натурные макеты КК и орбит. станций, стенды, барокамеры, центрифуги, гидролаборатории и т. д.; средства и аппаратура мед. осмотра космонавтов в процессе их подготовки к полётам, тренировки их организма к преодолению неблагоприятных факторов космич. полёта и послеполётного обследования. В ЦПК, помимо сов. космонавтов, прошли подготовку космонавты из 9 др. социалистич. стран, а также из Франции и Индии.

Юбилейная медаль, выпущенная к 20-летию создания Центра подготовки космонавтов им. Ю. А. Гагарина

Территориально ЦПК разделён на две зоны: служебную и жилую. В служебной зоне размещены технич., учебно-лабораторные и административные здания и помещения с тренажёрами, макетами, стендами, аппаратурой для тренировок и исследований. Имеются плавательный бассейн, спортивный зал, профилакторий для до- и послеполётного обследования космонавтов, поликлиника. В жилой зоне размещены жилые здания, гостиницы, Дом космонавтов, музей Звёздного городка, средняя общеобразоват. школа им. В. М. Комарова, детский сад, ясли, комбинат бытового обслуживания.



Звёздный городок имени Л. И. Брежнева

Первый нач. ЦПК — Е. А. Карпов (1960—63); с 1972 — Г. Т. *Береговой*. В 1964—68 зам. нач. ЦПК был Ю. А. *Гагарин*. В 1984 заместители нач. ЦПК — А. Г. *Николаев*, А. А. *Леонов* (он же командир отряда космонавтов), П. Р. *Попович* и П. И. *Климук*. В 1968 ЦПК было присвоено имя Ю. А. Гагарина; в жилой зоне открыт памятник Ю. А. Гагарину (1971). Награждён орденом Ленина (1971) и орденом Дружбы народов (1982). См. вкл. XLV. *Э. А. Васкевич.*

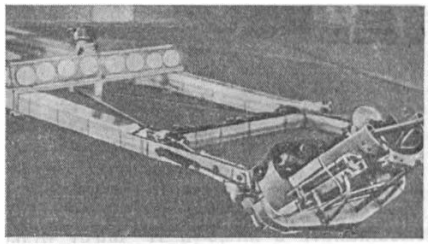
ЦЕНТР УПРАВЛЕ́НИЯ ПОЛЁТОМ (ЦУП) космических летательных аппаратов — орган, осуществляющий централизованное оперативно-техническое руководство всем комплексом работ (процессов, операций) по управлению полётом КА с момента вывода его на орбиту до окончания активного существования. ЦУП оборудован спец. рабочими местами, с к-рых осуществляется управление полётом. На рабочие места передаётся необходимая баллистич., телеметрич. и др. информация; с них возможно ведение переговоров с наземными службами, участвующими в управлении полётом. Здесь же установлены экраны космич. телевидения и оборудование для связи с космонавтами. Системы контроля и наглядного отображения позволяют контролировать результаты выдачи и исполнения команд и программ и весь ход полёта КА. ЦУП располагает возможностями имитирования и моделирования с помощью ЭВМ всевозможных, в т. ч. нештатных ситуаций, возникающих на борту КА. Электронно-вычислительные машины ЦУП широко используются для баллистич. обеспечения полётов, для анализа и диагностики состояния КА, обработки различных видов информации, решения задач управления и разностороннего отображения всего хода полёта. Из ЦУП может проводиться одноврем. управление полётом неск. КА одного или разл. типов. Необходимость управления полётами различных по назначению КА привела к организации специализиров. ЦУП, например для управления полётами в дальний космос, пилотируемых КК и орбитальных станций и др. Координация работы различных ЦУП осуществляется планово-координационными службами *наземного автоматизированного комплекса управления*.

ЦЕНТРА́ЛЬНЫЙ КОМА́НДНЫЙ ПУНКТ — см. *Наземный автоматизированный комплекс управления*.

ЦЕНТРА́ЛЬНЫЙ ПУНКТ УПРАВЛЕ́НИЯ — см. *Наземный автоматизированный комплекс управления*.

ЦЕНТРИФУ́ГА — установка, используемая для проведения исследования, испытания, а также отбора и подготовки космонавтов: имитирует длительнодействующие ускорения. Ц.— сложное сооружение радиусом до 15 м и более, мощность двигателей неск. тыс. кВт, что позволяет создавать центростремит. ускорение до 40 *g* и выше. При этом скорость нарастания ускорения может достигать 0,5—1,5 *g* в 1 с.

В зависимости от расположения испытываемого в кабине ускорение может действовать на него в направлении «таз — голова», «голова — таз», «грудь — спина», «спина — грудь», «бок — бок» или в к.-л. промежуточном. Нек-рые Ц. снабжены механизмом поворота кабины, что позволяет менять направление действия ускорения без остановки Ц., ещё более приближая условия эксперимента к реальным условиям полёта. В Ц. кабина для испытываемого может одновременно являться и *барокамерой*, соединённой через коллектор системой труб с вакуумным насосом. Для изучения и тренировки вестибулярного аппарата используется угловое ускорение как адекватный раздражитель полукружных каналов. С этой целью применяются установка с малыми радиусами и установки, в к-рых ось вращения проходит непосредственно через голову испытываемого.



Центрифуга (Центр подготовки космонавтов имени Ю. А. Гагарина)

Значит. трудность представляет объективная оценка состояния испытываемого. Чаще всего для этого применяются электрофизиол. методы исследования. При этом биопотенциалы от испытываемого через электроды поступают в предварит. усилители, к-рые располагаются или непосредственно в кабине Ц., или на раме вращения. Строго по оси вращения размещается спец. коллектор. От предварит. усилителей биопотенциал поступает через коллектор в пультовую комнату, где регистрируется электронной аппаратурой. Помимо биопотенциалов, с помощью приборов осуществляется регистрация и др. наиболее важных физиол. показателей: артериального давления, объёмных показателей внешнего дыхания, концентрации CO_2 и O_2 в выдыхаемом и вдыхаемом воздухе, оксигенограммы (насыщение гемоглобина кислородом) и т. п. ТВ аппаратура позволяет наблюдать за внеш. видом испытываемого, а при наличии спец. аппаратуры иметь и рентгеновское изображение. Ц. используется также для испытания бортовой аппаратуры РН и КА (см. *Космического полёта имитация*).

ЦЕОЛИ́ТЫ (от греч. zéō — киплю и líthos — камень; из-за способности вспучиваться при нагревании) — полигидраты алюмосиликатов щелочных или щёлочноземельных металлов; вещества, используемые в качестве регенеративных адсорбентов в системах *регенерации воздуха* для регулирования его газового состава. При термич. дегидратации Ц. их алюмосиликатный скелет не разрушается и полости внутри кристаллич. решётки, занятые ранее водой, образуют пустоты шарообразной формы диаметром 1,14—

К. Э. Циолковский

Ч. Цэрэн

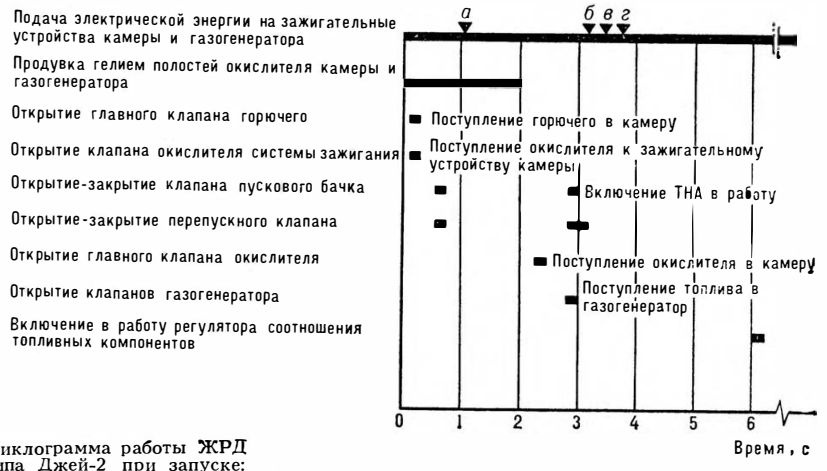
1,18 нм. В них ведут отверстия, размеры к-рых различны для разных типов Ц. Проникнуть в полости Ц. могут только молекулы тех веществ, эффективный диаметр к-рых не превышает диаметра отверстий. Ц. обладают большой уд. поверхностью, что придаёт им высокие адсорбционные свойства. Они достаточно термостойки и выдерживают многократную регенерацию при 300—400 °С. Ограниченность запасов природных Ц. привела к созданию и пром. произ-ву синтетич. Ц. Выпускаются Ц. в виде порошков или гранул.

«ЦИКА́ДА» — наименование советской навигационной спутниковой системы для обеспечения навигации морских судов. Состоит из неск. навигац. ИСЗ, наземных контрольно-измерит. центров и приёмно-вычислит. аппаратуры «Шхуна», устанавливаемой на судах. В системе «Ц.» используется ИСЗ типа «Космос-1000». ИСЗ излучает сигналы, содержащие информацию о параметрах орбиты спутника, к-рые принимаются и расшифровываются судовой аппаратурой. С помощью ЦВМ, входящей в состав этой аппаратуры, рассчитываются положение судна относительно ИСЗ и географич. координаты судна. Рабочие частоты ИСЗ 150 и 400 МГц, ср. периодичность обеспечения навигации 0,5—2,5 ч, точность определения координат судна 80—100 м. «Ц.» позволяет определить координаты неогранич. числу судов.

ЦИКЛОГРА́ММА ПУ́СКА (от греч. kýklos — круг и grámma — запись) ракеты-носителя — таблично-графическое изображение последовательности операций подготовки к пуску и пуска РН с указанием времени, затрачиваемого на каждую операцию. Начинается с операции установки РН на ПУ и заканчивается её пуском. За нуль отсчёта времени принимают момент отрыва РН от ПУ (Т 0.00.00). Время свершения событий, происходящих до момента «нуль отсчёта времени», обозначается на временно́й оси со знаком «минус». Если, напр., заправка баков окислителем должна начаться за 5 ч 31 мин 12 с до взлёта РН, то это событие на временно́й оси Ц. п. РН происходит в момент времени Т — 5.31.12. Время свершения событий, происходящих после нуля отсчёта времени, обозначается со знаком «плюс». Напр., если отделение первой ступени происходит на 123-й секунде после подъёма РН, то это событие на временно́й оси Ц. п. происходит в момент времени Т + 0.02.03 и т. д.

ЦИКЛОГРА́ММА РАБО́ТЫ ракетного двигателя (двигательной установки) — табличное или графическое изображение последовательности команд на срабатывание элементов РД(ДУ), обеспечивающих заданный *режим работы*. Ц. р. может содержать также график изменения тяги и др. характеристик РД по времени.

ЦИОЛКО́ВСКИЙ Константин Эдуардович (1857—1935) — русский советский учёный и изобретатель в области аэродинамики, ракетодинамики, теории самолёта и дирижабля; основоположник совр. космонавтики. Родился в семье лесничего. После перенесённой в детстве скарлатины почти полностью потерял слух; глухота не позволила продолжать учёбу в школе, и с 14 лет он занимался самостоятельно. С 16 до 19 лет жил в Москве, изучал физико-математич. науки по циклу средней и высшей школы. В 1879 экстерном сдал экзамены на звание учителя и в 1880 назначен учителем арифметики и геометрии в Боровское уездное уч-ще Калужской губ. К этому времени относятся первые научные исследования Ц. Не зная об уже сделанных открытиях, он в 1880—81 написал работу «Теория газов», в к-рой изложил основы кинетич. теории газов. Вторая его работа — «Механика животного организма» (те же годы) получила благо-



Циклограмма работы ЖРД типа Джей-2 при запуске:
а — образование пускового факела в камере; *б* — воспламенение топлива в газогенераторе; *в* — воспламенение топлива в камере; *г* — достижение 90% номинальной тяги

приятный отзыв И. М. Сеченова, и Ц. был принят в Рус. физико-хим. об-во.

Осн. работы Ц. после 1884 были связаны с четырьмя большими проблемами: научным обоснованием цельнометаллич. аэростата (дирижабля), обтекаемого аэроплана, поезда на возд. подушке и ракеты для межпланетных путешествий. С 1896 Ц. систематически занимался теорией движения реактивных аппаратов и предложил ряд схем ракет дальнего действия и ракет для межпланетных путешествий. После Окт. революции 1917 Ц. много и плодотворно работал над созданием теории полёта реактивных самолётов, изобрёл свою схему газотурбинного двигателя; в 1927 опубликовал теорию и схему поезда на воздушной подушке.

Первым печатным трудом о дирижаблях был «Аэростат металлический управляемый» (1892), в к-ром дано научное и технич. обоснование конструкции дирижабля с металлич. оболочкой. Прогрессивный для своего времени проект дирижабля Ц. не был поддержан; автору было отказано в субсидии на постройку модели. Обращение Ц. в Ген. штаб рус. армии также не имело успеха. В 1892 Ц. переехал в Калугу, где преподавал физику и математику в гимназии и епархиальном уч-ще. В этот период он обратился к новой и мало изученной области летат. аппаратов тяжелее воздуха.

Ц. принадлежит идея постройки аэроплана с металлич. каркасом. В статье «Аэроплан или Птицеподобная (авиационная) летательная машина» (1894) даны описание и чертежи моноплана, к-рый по своему внеш. виду и аэродинамич. компоновке предвосхищал конструкции самолётов, появившихся через 15—18 лет. В аэроплане Ц. крылья имеют толстый профиль с округлённой передней кромкой, а фюзеляж — обтекаемую форму. Ц. построил в 1897 первую в России аэродинамич. трубу с открытой рабочей частью, разработал методику эксперимента в ней и в 1900 на субсидию Академии наук сделал продувки простейших моделей и определил коэф. сопротивления шара, плоской пластинки, цилиндра, конуса и др. тел. Но работа над аэропланом, так же как над дирижаблем, не получила признания у офиц. представителей рус. науки. На дальнейшие изыскания Ц. не имел ни средств, ни даже моральной поддержки. Много лет спустя, уже в сов. время, в 1932 он разработал теорию полёта реактивных самолётов в стратосфере и схемы устройства самолётов для полёта с гиперзвуковыми скоростями.

Важнейшие науч. результаты получены Ц. в теории движения ракет (ракетодинамике). Мысли об использовании ракетного принципа в космосе высказывались Ц. ещё в 1883, однако строгая теория реактивного движения изложена им в 1896. Только в 1903 ему удалось опубликовать часть статьи «Исследование мировых пространств реактивными приборами», в к-рой он обосновал реальную возможность их применения для межпланетных сообщений. В этой статье и её продолжениях (1911, 1912, 1914) он заложил основы теории ракет и ЖРД. Рассмотрение практической задачи прямолинейного движения ракеты привело Ц. к решению новых проблем механики тел переменной массы. Им впервые была решена задача посадки КА на поверхность планет, лишённых атмосферы. В 1926—29 Ц. разработал теорию многоступенчатых ракет (см. *Циолковского формула*, *Составная ракета*). Он рассмотрел (приближённо) влияние атмосферы на полёт ракеты, а также вычислил необходимые запасы топлива для пре-

одоления сил сопротивления возд. оболочки Земли.

Ц.— основоположник теории межпланетных сообщений. Его исследования впервые показали возможность достижения космич. скоростей, доказав осуществимость межпланетных полётов. Он первым изучил вопрос о ракете — искусственном спутнике Земли и высказал идею создания околоземных станций (см. *Орбитальная станция*) как искусств. поселений, использующих энергию Солнца, и промежуточных баз для межпланетных сообщений; рассмотрел медико-биол. проблемы, возникающие при длит. космич. полётах. Ц. написал ряд работ, в к-рых уделил внимание использованию ИСЗ в нар. х-ве.

Ц. выдвинул ряд идей, к-рые нашли применение в ракетостроении. Им предложены: газовые рули (из графита) для управления полётом ракеты и изменения траектории движения её центра масс; использование компонентов топлива для охлаждения внеш. оболочки КА (во время входа в атмосферу Земли), стенок камеры сгорания и сопла ЖРД; насосная система подачи компонентов топлива (для уменьшения массы ДУ); оптимальные траектории спуска КА при возвращении из космоса и др. В области ракетных топлив Ц. исследовал большое число различных окислителей и горючих для ЖРД; рекомендовал топливные пары: жидкие кислород с водородом, кислород с углеводородами и др.

Ц. явился первым идеологом и теоретиком освоения человеком космич. пространства, конечная цель к-рого представлялась ему в виде полной перестройки биохим. природы порождённых Землёй мыслящих существ. В связи с этим он выдвигал проекты новой организации человечества, в к-рых своеобразно переплетаются идеи социальных утопий различных историч. эпох.

Ц.— автор ряда научно-фантастич. произведений, а также исследований в др. областях знаний: лингвистике, биологии и др.

При Сов. власти условия жизни и работы Ц. радикально изменились. Ц. была назначена персональная пенсия и обеспечена возможность плодотворной деятельности. Его труды в значительной степени способствовали развитию ракетной и космич. техники в СССР и др. странах. За «Особые заслуги в области изобретений, имеющих огромное значение для экономической мощи и обороны Союза ССР» Ц. в 1932 награждён орденом Трудового Красного Знамени. Накануне 100-летия со дня рождения Ц. в 1954 АН СССР учредила золотую медаль им. К. Э. Циолковского «За выдающиеся работы в области межпланетных сообщений». В Калуге и Москве сооружены памятники учёному; создан мемориальный дом-музей в Калуге; его имя носят Гос. музей истории космонавтики и педагогич. ин-т, школа в Калуге, Моск. авиац.-технологич. ин-т. Именем Ц. назв. кратер на Луне. *А. А. Космодемьянский.*

ЦИОЛКО́ВСКОГО МЕДА́ЛЬ — золотая настольная медаль, присуждаемая Академией наук СССР «За выдающиеся работы в области межпланетных сообщений». Ц. м. награждены: С. П. Королёв, В. П. Глушко, Н. А. Пилюгин, М. В. Келдыш, К. Д. Бушуев, Ю. А. Гагарин, Г. С. Титов, А. Г. Николаев, П. Р. Попович, В. Ф. Быковский, В. В. Терешкова, В. М. Комаров, К. П. Феоктистов, Б. Б. Егоров, П. И. Беляев, А. А. Леонов, Г. Т. Береговой, В. А. Шаталов, Б. В. Волынов, А. С. Елисеев, Е. В. Хрунов, Г. С. Шонин, В. Н. Кубасов, А. В. Филипченко, В. Н. Волков, В. В. Горбатко, В. И. Севастьянов, Н. Н. Рукавишников, А. А. Губарев, Г. М. Гречко, Ю. Н. Глазков, Ю. В. Романенко, В. В. Ковалёнок, А. С. Иванченков, В. А. Ляхов, В. В. Рюмин, Л. И. Попов и др.

Медаль имени К. Э. Циолковского

ЦИОЛКО́ВСКОГО ФО́РМУЛА — основное уравнение движения ракеты, определяющее её *характеристическую скорость*; опубликована К. Э. Циолковским в 1903 в работе «Исследование мировых пространств реактивными приборами». По Ц. ф. определяется макс. скорость, к-рую может получить одноступенчатая ракета в идеальном случае, когда её полёт происходит не только вне пределов атмосферы, но и вне пределов поля тяготения Земли. Циолковский считает нач. скорость ракеты равной нулю. Ц. ф. часто записывается в виде:

$$V_{\max} = u \ln M_0/M_к = u \ln (1 + M_т/M_к),$$

где u — эффективная скорость истечения продуктов сгорания из сопла РД; M_0 — нач. (стартовая) масса ракеты; $M_к$ — масса ракеты без топлива (в конце работы РД на активном участке траектории полёта ракеты); $M_т$ — масса выгоревшего топлива.

Ц. ф. даёт только верх. границу скорости ракеты. Действит. конечная скорость всегда будет меньше вследствие неизбежных потерь (преодоление силы тяготения при подъёме ракеты, сил аэродинамич. сопротивления и др.). Ц. ф. распространяется также на составные ракеты, для отд. ступеней к-рых характеристич. скорости складываются:

$$V_{\max} = -\sum_{i=1}^{m} u_i \ln \mu_{к_i},$$

где i — номер ступени; m — число ступеней ракеты; $\mu_{к_i} = M_{к_i}/M_{0_i}$ — относит. конечная масса ступени (при вычислении суммарная масса последующих ступеней считается полезным грузом); зависит главным образом от конструктивного совершенства РД, ракеты, вида применяемого топлива и относит. массы полезного груза (для ступени составной ракеты — относит. массы последующих ступеней).

Фундаментальная Ц. ф. показывает, что скорость, приобретённая ракетой при прямолинейном движении и отсутствии внеш. сил, прямо пропорциональна эффективной скорости истечения реактивной струи, т. е. осн. характеристике РД — *удельному импульсу тяги*, а также логарифму относит. конечной массы. Т. о., возможности ракеты в первую очередь определяются уд. импульсом её РД и массовым совершенством её конструкции. Ц. ф. можно пользоваться и в том случае, если силы сопротивления и силы тяжести малы по сравнению с реактивной силой.

ЦИОЛКО́ВСКОГО ЧИСЛО́ — отношение массы *рабочего запаса топлива* $M_т$ к конечной массе $M_к$ ракеты или её ступени. Ц. ч. однозначно связано с относит. конечной массой ракеты (ступени) $\mu_к = M_к/M_0$ соотношением $M_т/M_к = -1 + 1/\mu_к$.

Ц. ч.— один из осн. параметров, входящих в формулу Циолковского; зависит гл. обр. от конструктивного совершенства ракеты, вида применяемого топлива и относит. массы полезного груза (для ступени составной ракеты — относит. нач. массы последующих ступеней).

ЦИОЛКО́ВСКОГО ЧТЕ́НИЯ — научные конференции, проводимые с целью всестороннего освещения творческого наследия К. Э. Циолковского и дальнейшего развития его идей и проблем, затронутых в его трудах. Ц. ч. проводятся с 1966 ежегодно в Калуге. На Ц. ч. работают секции: «Исследование научного творчества К. Э. Циолковского», «Проблемы ракетной и космической техники», «Механика космического полёта», «Проблемы космической биологии и медицины», «Авиация и воздухоплавание», «К. Э. Циолковский и философские проблемы освоения космоса» и «К. Э. Циолковский и проблемы астрономии и небесной механики». С 1972 в рамках Ц. ч. работает симпозиум «К. Э. Циолковский и научное прогнозирование». На Ц. ч. организуются также спец. тематические заседания, посвящённые отд. проблемам, важным историч. событиям и юбилейным датам. В Ц. ч. принимают участие мн. учёные, космонавты и исследователи творчества Циолковского. Труды Ц. ч. публикуются отд. тематич. сборниками.

ЦЭРЭ́Н Чойдогийн (р. 1940) — монгольский учёный в области физики элементарных частиц, акад. АН МНР (1982; чл.-корр. 1979). С 1982 президент АН МНР, пред. Национального Совета космических исследований «Интеркосмос» АН МНР. Осн. труды по физике высоких энергий и атомного ядра. Деп. Вел. Нар. Хурала МНР (с 1982). Чл. ЦК МНРП (с 1982).

ЧАМИКА́ЛЬ (Chamical) — ракетный полигон Аргентины (31° ю. ш., 66° з. д.). Пл. 2,6 км². С Ч. запускаются иссл. ракеты и проводятся испытания боевых ракет.

ЧАНЧЭНЦЗЕ́, Шуанчэнцзы — космодром КНР, расположенный в провинции Ганьсу в районе г. Чанчэнцзе (41° с. ш., 101° з. д.). С Ч. запускаются китайские ИСЗ, а также проводятся экспериментальные пуски боевых баллистич. ракет. Первый запуск — РН «ЧСЛ-1» с ИСЗ «Чайна-1» (24.4.1970). Располагает тремя стартовыми комплексами. Одна из трасс Ч. имеет зап. направление и заканчивается в Синьцзян-Уйгурском автономном районе (пустыня Такла-Макан). По этой трассе запускают баллистич. ракеты. Пуски РН осуществляют в северо-вост. направлении. Станции слежения (предположительно) на терр. КНР близ оз. Лобнор, г. Лхасы и в северо-зап. Маньчжурии, а также в Танзании (на о. Занзибар).

ЧАСОВО́Й КРУГ — то же, что *склонения круг*.

ЧАСОВО́Й У́ГОЛ — двугранный угол, образуемый плоскостью небесного меридиана со *склонения кругом*. Ч. у. отсчитывается от небесного меридиана в направлении суточного вращения светил и выражается в градусной, радианной или, чаще всего, в часовой (от 0 до 24 ч)

мере. В момент верхней кульминации светила его Ч. у. равен нулю. См. также *Небесные координаты*.

ЧА́ФФИ (Chaffee) Роджер (1935—67) — космонавт США, капитан-лейтенант ВМС. В 1957 окончил ун-т Пердью в г. Лафейетт (шт. Индиана), получив степень бакалавра наук по авиац. технике; служил на авиабазе во Флориде. В 1963 поступил в технологич. ин-т ВВС на базе Райт-Паттерсон (шт. Огайо). С 1963 в группе космонавтов НАСА. Ч. был назначен членом экипажа (совм. с В. *Гриссомом* и Э. *Уайтом*) в первый полёт КК «Аполлон», но погиб вместе с этими космонавтами 27.1.1967 во время наземных испытаний (в результате пожара в кабине КК). Именем Ч. назв. кратер на Луне.

«ЧЕ́ЛЛЕНДЖЕР» — см. «*Спейс шаттл*».

ЧЕЛОМЕ́Й Владимир Николаевич (1914—84) — советский учёный в области механики и процессов управления, академик АН СССР (1962; чл.-корр. 1958), дважды Герой Социалистич. Труда (1959, 1963). Чл. КПСС с 1941. После окончания в 1937 Киевского авиац. ин-та Ч. работал там же преподавателем, а с 1941 — в Центр. ин-те авиац. моторостроения им. П. И. Баранова, где им был создан пульсирующий воздушно-реактивный двигатель (1942); этот двигатель устанавливался на ряд летат. аппаратов, в т. ч. конструкции Ч., а также на самолёты, в т. ч. ЛА-11 (были продемонстрированы на параде в Тушино в 1947). С 1944 гл. конструктор, с 1959 ген. конструктор авиац. техники. Под руководством Ч. разработаны РН и ИСЗ «*Протон*», ИСЗ «*Полёт*», «Космос-1267» и др., орбит. станции «*Салют*-3,-5». С 1952 проф. МВТУ им. Н. Э. Баумана. Осн. труды по конструкции и динамике машин, теории колебаний, динамической устойчивости упругих систем, теории сервомеханизмов. Действит. чл. Междунар. академии астронавтики (1974). Деп. Верх. Совета СССР 9-го и 10-го созывов. Ленинская пр. (1959), Гос. пр. СССР (1967, 1974, 1982). Награждён 4 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции и медалями. Золотая медаль им. Н. Е. Жуковского «За лучшую работу по теории авиации» (1964), золотая медаль им. А. М. Ляпунова АН СССР «За выдающиеся работы в области математики и механики» (1977).

ЧЁРНЫЕ ДЫ́РЫ — космические объекты, напряжённость гравитационного поля к-рых настолько велика, что излучение не может выйти наружу. Согласно общей теории относительности Ч. д. образуются при катастрофич. сжатии массивных звёзд, исчерпавших источники своей энергии. Предполагается, что Ч. д. могут быть обнаружены по излучению падающего на них газа, а также когда объект входит в двойную систему (по гравитац. воздействию на движение второго компонента системы).

ЧЁРНЫЙ ПО́РОХ дымный — смесь измельчённых нитрата калия, древесного угля и серы в соотношении примерно (% по массе) 75 : 15 : 10; *смесевое твёрдое ракетное топливо*. В ракетной технике применялся до разработки *бездымного ракетного пороха*, к-рому он сильно уступает по уд. импульсу и эксплуатац. качествам. Применяется в *пиротехнических устройствах*.

Р. Чаффи

В. Н. Челомей

А. Л. Чижевский

ЧЕ́РЧИЛЛ (Churchill) — ракетный полигон Канады, расположенный в провинции Манитоба на западном берегу Гудзонова залива (58° 47′ с. ш., 94° 17′ з. д.). На Ч. имеются ПУ, обеспечивающие запуск высотных иссл. ракет при низких темп-рах окружающего воздуха. Ракеты размещаются и готовятся к старту внутри ПУ, в к-рых создаётся необходимый микроклимат. На Ч. проводились работы по программе МГГ, а также запускались ракеты «Аэроби», «Ника» и др.; испытывался ракетный комплекс «Ника» в зимних условиях при темп-ре —37 °С.

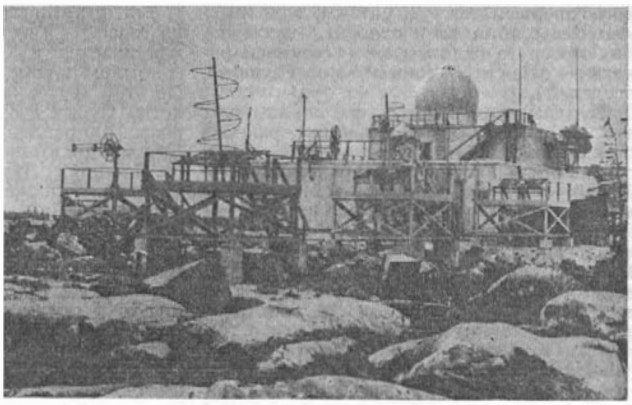
ЧЕТЫРЁХО́КИСЬ АЗО́ТА, азотный тетроксид N_2O_4 — высококипящий окислитель для ЖРД. Легколетучая жидкость, изменяющая свою окраску от светло-жёлтой (при —10 °С) до красновато-бурой (при 21 °С), что связано с образованием двуокиси азота вследствие диссоциации (реакция обратимая). Плотность 1447 кг/м³ (при 20 °С), $t_{пл} \approx -11$ °С, $t_{кип} \approx 21$ °С. Токсична, попадание капель на кожу вызывает ожоги. Менее агрессивна по отношению к конструкц. металлам, чем *азотная кислота*; примесь воды существенно увеличивает её коррозионную активность. Ч. а. — доступный и дешёвый полупродукт произ-ва азотной кислоты. Ч. а. широко применяется в ракетной технике в сочетании с такими горючими, как *монометилгидразин*, *диметилгидразин несимметричный*, *аэрозин-50*. При этом с рядом горючих (напр., *гидразином* и его производными) образует *самовоспламеняющиеся ракетные топлива*. Ч. а. обеспечивает больший уд. импульс, чем азотная кислота, но обладает более узким температурным интервалом сохранения в жидком состоянии. Ч. а. используется в ЖРД ряда РН («Титан-2», «Диаман-В», «Протон» и др.) и вспомогат. двигателях, напр. КК «Аполлон».

ЧИЖЕ́ВСКИЙ Александр Леонидович (1898—1964) — советский учёный, один из пионеров космической биологии, основоположник *гелиобиологии*, профессор (1928). Окончил Моск. археологич. ин-т (1917), Моск. коммерч. ин-т (1918). Учился также на физико-матем. и мед. ф-тах Моск. ун-та (1915—22). Возглавлял в 1931—36 Центральную н.-и. лабораторию ионификации. Ч. установил, что развитие биосферы протекает под непосредств. воздействием физ. факторов космоса и что космич. ритмы влияют на процессы в живой природе на всех уровнях организации биол. систем — от индивидуальных организмов до популяций и сообществ; открыл корреляцию между циклами деятельности Солнца и рядом явлений в биосфере. Сформулировал основы теории гелиотараксии (1930). Доказал, что физ. поля Земли должны учитываться в числе осн. причин, влияющих на состояние её биосферы. Значит. открытием явилось обнаружение метахромазии бактерий (1935), предваряющей фиксируемые астрофизиками и геофизиками возмущения солнечно-земных связей (т. н. «Эффект Чижевского — Вельховера») и могущей служить средством прогноза солнечных эмиссий, опасных для человека как на Земле, так и в космосе. Труды Ч. по гелиобиологии, биол. аэроионологии и аэроионификации имеют принципиальное значение для космонавтики. Известны работы Ч. также в области медицины, биофизики, литературы, живописи. Ч.— почётный президент 1-го Междунар. конгресса по космич. биологии (США, 1939), действит. член св. 30 академий и науч. обществ Европы, Америки и Азии.

ЧУВСТВИ́ТЕЛЬНЫЙ ЭЛЕМЕ́НТ — воспринимающий орган, приёмник датчика. Ч. э. воспринимает электромагнитные, механич. и др. входные сигналы и преобразует их в электрич., удобные для передачи и дальнейшего преобразования. В качестве Ч. э. в оптико-электронных датчиках КА используются фотоэлементы, фотоумножители, фотосопротивления, ТВ передающие трубки (видиконы), термоэлементы, болометры; для измерения линейных и угловых перемещений — пьезоэлектрич. элементы, ёмкостные, индуктивные элементы и др.

ШАТА́ЛОВ Владимир Александрович (р. 1927) — космонавт СССР, генерал-лейтенант авиации (1975), дважды Герой Сов. Союза (1969, дважды), лётчик-космонавт СССР (1969), канд. технич. наук (1972). Чл. КПСС с 1953. Окончил Липецкую спецшколу ВВС первонач. обучения пилотов (1945) и Качинское воен. авиац. уч-ще лётчиков (1949). Работал лётчиком-инструктором. Окончив в 1956 Военно-возд. академию (ныне им. Ю. А. Гагарина), служил в авиац. частях Сов. Армии. В 1963—71 в отряде космонавтов. 14—17 янв. 1969 совершил полёт в качестве командира КК «Союз-4», осуществил ручное сближение и стыков-

Станция слежения за полётом ракет на полигоне Черчилл



В. А. Шаталов

Р. Швейкарт

А. Шепард

У. Ширра

ку с КК «Союз-5», пилотируемым Б. В. *Волыновым*, обеспечив А. С. *Елисееву* и Е. В. *Хрунову* переход через открытый космос в КК «Союз-4». Полёт двух КК в состыкованном положении продолжался 4 ч 33 мин 49 с. Общее время полёта КК «Союз-4» 2 сут 23 ч 20 мин 47 с. 13—18 окт. 1969 совм. с Елисеевым совершил полёт на КК «Союз-8» (в качестве командира). За 4 сут 22 ч 50 мин 49 с пребывания в космосе его корабль совершил групповой полёт с КК «Союз-6» и «Союз-7». 23—25 апр. 1971 совм. с Елисеевым и Н. Н. *Рукавишниковым* совершил полёт на КК «Союз-10» (в качестве командира). В полёте, длившемся 1 сут 23 ч 45 мин 54 с, была проведена стыковка с находившейся на орбите с 19.4.1971 орбит. станцией «Салют». Полёт в состыкованном состоянии продолжался 5 ч 30 мин. За 3 рейса в космос Ш. налетал 9 сут 21 ч 57 мин 30 с. Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР, Золотая медаль им. Ю. А. Гагарина и почётный диплом им. В. М. Комарова (ФАИ). Гос. пр. СССР (1981). Деп. Верх. Совета СССР 9-го и 10-го созывов. Гос. пр. СССР (1981). Награждён 3 орденами Ленина и медалями, а также иностр. орденами и медалями. Ш. присвоено звание Герой Труда СРВ. Почётный гражданин городов Калуга, Петропавловск, Нальчик, Караганда, Курган (СССР), Прага (ЧССР), Хьюстон (США). Именем Ш. назв. кратер на Луне.

ШВАРТО́ВКА (от голл. zwaartouw — швартов, причальный канат) космического аппарата — *сближение* и мягкое (в отличие от *стыковки*) соединение двух КА (напр., с помощью троса). Целью Ш. может быть оказание помощи КА, терпящему бедствие, смена экипажа на орбит. станциях и т. п.

ШВЕ́ДСКАЯ КОСМИ́ЧЕСКАЯ КОРПОРА́ЦИЯ — главным образом техническая организация для оказания помощи правительству и научно-исследовательским центрам в планировании работ по исследованию и использованию космического пространства. Она поддерживает связь с пром. фирмами и науч. центрами, к-рые по её контрактам занимаются проектированием и созданием науч. аппаратуры и приборов для космич. экспериментов. Корпорация создана в 1972 при мин-ве пром-сти и работает под рук. Швед. управления по космич. деятельности. Управление занимается разработкой предложений для правительства Швеции по наиболее важным вопросам исследования и использования космоса и отвечает за распределение бюджетных ассигнований на космич. деятельность, включая междунар. сотрудничество. Ш. к. к. кроме немногочисленного административного аппарата имеет свои н.-и. и производств. базы (радиотехнич. лаборатория, конструкторская группа и др.), а также ракетный полигон на севере Швеции в *Кируне*. Этот полигон широко используется *Европейским космическим агентством* для исследования верхних слоёв атмосферы. В Кируне расположен также Геофизич. ин-т, к-рый занимается изучением явлений в ионосфере и магнитосфере.

Шведская программа исследований космоса сконцентрирована в трёх осн. областях науки: астрономия, космич. физика и геофизика. Особенное внимание уделяется физ. состоянию околоземного и межпланетного пространства, а также физ. процессам на Солнце и звёздах. Ш. к. к. входит в состав ЕСА, сотрудничает с НАСА (США) и Академией наук СССР. В 1976 на борту ИСЗ «Интеркосмос-16» был осуществлён совм. советско-швед. эксперимент по исследованию коротковолнового излучения Солнца. Проводятся совм. эксперименты с помощью аэростатов, запускаемых с Кируны, по исследованию электрич. поля, тормозного рентгеновского излучения и свечения полярных сияний.

ШВЕ́ЙКАРТ (Schweickart) Рассел (р. 1935) — космонавт США. Был воен. лётчиком (1956—63). После окончания Массачусетсского технологич. ин-та получил степень бакалавра наук по авиац. технике, затем магистра наук по авиации и астронавтике. Учёный-исследователь Экспериментальной астрономич. лаборатории Массачусетсского технологич. ин-та, занимался исследованием физики верхних слоёв атмосферы. С 1963 в группе космонавтов НАСА. 3—13 марта 1969 совм. с Дж. *Макдивиттом* и Д. *Скоттом* совершил полёт на КК «Аполлон-9» в качестве пилота лунной кабины. Выполнил программу по отработке систем лунной кабины КК на околоземной орбите и разл. исследования, выходил в открытый космос (46 мин). Полёт продолжался 10 сут 1 ч 54 с. Чл.-корр. Междунар. академии астронавтики, чл. Амер. астронавтич. об-ва, Амер. ин-та аэронавтики и астронавтики, Об-ва лётчиков-испытателей. Награждён золотыми медалями НАСА «За выдающиеся заслуги» и «За исключительные заслуги», медалью де Лаво (ФАИ). Работал в управленческом аппарате НАСА в Вашингтоне (1974—77). С 1977 руководитель отдела по выводу на орбиту полезных грузов Управления по планированию и обобщению космич. программ НАСА.

ШЕ́ПАРД (Shepard) Алан (р. 1923) — космонавт США, контр-адмирал ВМС в отставке. После окончания в 1944 Мор. академии США принимал участие в воен. операциях США на Тихом ок. В 1950—53 и 1955—57 работал в школе лётчиков-испытателей ВМС. В 1958 окончил Военно-мор. колледж. Посещал гражд. лётную школу. С 1959 в группе космонавтов НАСА. 5.5.1961 впервые в США совершил суборбитальный полёт — на КК «Меркурий» («МР-3»), к-рый продолжался 15 мин 22 с. 31 янв.— 9 февр. 1971 совм. с Э. *Митчеллом* и С. *Русой* совершил полёт на Луну в качестве командира КК «Аполлон-14». Лунная кабина с Ш. и Митчеллом произвела посадку на Луну в р-не кратера Фра Мауро 5.2.1971. На Луне Ш. пробыл 33 ч 30 мин, включая 2 выхода на её поверхность (общее время 9 ч 23 мин). Полёт продолжался 9 сут 1 мин 57 с. За 2 рейса в космос налетал 9 сут 17 мин 19 с. Ш.— командир группы амер. космонавтов в Центре пилотируемых полётов им. Л. Джонсона в Хьюстоне (до 1974). Награждён золотыми медалями НАСА «За выдающиеся заслуги» и «За исключительные заслуги», Почётной медалью Конгресса США по космонавтике, медалью де Лаво (ФАИ), медалью им. Ленгли — высшей наградой Смитсоновского ин-та, призами им. Ламберта и Кинчлу. Чл. Амер. астронавтич. об-ва, Об-ва лётчиков-испытателей. Почётный гражданин г. Цинциннати (США). Родной город первого амер. космонавта Ш. переименован в его честь и назв. Спейстауном (космический город). С 1974 в отставке. Президент фирмы «Уиндуорд» (Windward Co; Дир-Парк, шт. Техас).

ШИ́РРА (Schirra) Уолтер (р. 1923) — космонавт США, капитан 1-го ранга ВМС в отставке. Род. в семье лётчиков (отец и мать его были пилотами). В 1940—1941 учился в машиностроит. колледже в Ньюарке (шт. Нью-Джерси). После окончания в 1945 Военно-мор. академии в Аннаполисе (шт. Мэриленд) проходил службу в авиац. частях ВМС. Окончил также офицерскую школу мор. авиации при Южно-Калифорнийском ун-те и школу по подготовке лётчиков-испытателей в военно-мор. авиац. испытат. центре в Патаксент-Ривер (шт. Мэриленд). С 1959 в группе космонавтов НАСА. 3.10.1962 совершил полёт на КК «Меркурий» («МА-8»). Полёт продолжался 9 ч 13 мин 11 с. 15—16 дек. 1965 совм. с Т. *Стаффордом* совершил полёт в качестве командира КК «Джемини-6». Полёт продолжался 1 сут 1 ч 51 мин 24 с. 11—22 окт. 1968 совм. с У. *Каннингемом* и Д. *Эйзелом* совершил полёт в качестве командира КК «Аполлон-7». Проводилось первое лётное испытание осн. блока КК «Аполлон». Полёт продолжался 10 сут 20 ч 9 мин 3 с. За 3 рейса в космос Ш. налетал 12 сут 7 ч 13 мин 38 с. Награждён двумя золотыми медалями НАСА «За выдающиеся заслуги», золотой медалью НАСА «За исключительные заслуги», медалью де Лаво (ФАИ). Обладатель призов Колье, Хармона, наград Амер. ин-та аэронавтики и астронавтики. С 1969 в отставке; возглавлял Консультативное бюро по вопросам защиты окружающей среды в Инглвуде (шт. Колорадо). Руководит отделением «Технолоджи пёрчес» (Technology Purchase) фирмы «Джонс-Мэнвилл» (Johns-Manville Corp.; Денвер, шт. Колорадо).

ШЛА́НГИ топливные — гибкие трубопроводы для транспортировки жидких компонентов топлива. Ш. соединяют заправочные трубопроводы с клапанами топл. баков ракеты, выходные горловины передвижных *заправщиков* со сливными колонками хранилища топл. компонентов. Ш. для неагрессивных топлив изготовляют из хлопчатобумажных тканей с внутр. резиновой футеровкой. Для устойчивости против внеш. и внутр. давления Ш. имеют внутр. и наружную металлич. спирали. Для криогенных и агрес-

Х. Шмитт

Г. С. Шонин

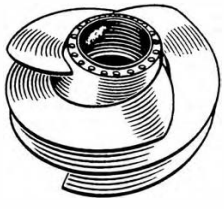
сивных топлив используют сильфонные металлич. Ш. с внеш. металлич. оплёткой. По способу изготовления металлич. Ш. подразделяются на неск. типов: РГС, СРГС, РГТ. Шланги типа РГС представляют собой гофрированный трубопровод из профилир. стальной ленты, свёрнутой по винтовой линии. Эти Ш. имеют завальцованный и герметично пропаянный шов, выполненный в виде замка. Ш. типа СРГС (стальной рукав герметичный сварной) имеют герметичный сварной шов, выполненный внахлёстку. Ш. типа РГТ (рукав герметичный трубный) — гибкий герметичный гофрированный трубопровод из тонкостенных труб, бесшовных или со сварным швом. Металлич. Ш. имеют преимущества перед др. Ш.— меньшую массу, вибропрочность, повышенную термостойкость, способность выдерживать большие давления, повышенную стойкость к агрессивным средам. Диаметр топл. Ш. 6—500 мм. Максимально допустимые рабочие давления достигают десятков МПа. Температурный диапазон применения металлич. Ш. лежит в пределах от —200 до 500 °С.

ШЛЮЗОВО́Й ОТСЕ́К — специальный герметичный отсек КК или орбитальной станции, служащий для выхода космонавтов в космос без разгерметизации кабины (рабочих или жилых отсеков) или для перехода из одного отсека в другой (если отсеки имеют различное давление или состав атмосферы). Ш. о. имеет 2 или более герметичных люков, одним из к-рых он сообщается с кабиной КК (или к.-л. отсеком станции); остальные люки служат для выхода космонавтов в космос. При подготовке к выходу в космос космонавты в скафандрах переходят в Ш. о. и закрывают герметичный люк, сообщающий Ш. о. с кабиной, вакуумируют Ш. о. и затем открывают люк в космос. При входе в КК операции производятся в обратном порядке. При переходе из одного отсека в другой через Ш. о. в нём последовательно создаются давление и состав атмосферы первого и второго отсеков. Понижение давления (вакуумирование) в Ш. о. при шлюзовании производится выпуском газа в космос или перекачкой его в др. отсеки (или спец. баллоны). Наддув Ш. о. (выполняется при переходе в отсек с бо́льшим давлением) производится из баллонов с газом или перепуском газа из отсека, в к-рый совершается переход. Ш. о. может быть выполнен в виде жёсткой сварной металлич. оболочки либо в виде складной неметаллич. или металлич. конструкции, развёртывающейся после вывода КК или станции в космическое пространство.

Ш. о. впервые был применён на КК «Восход-2» при выходе космонавта А. А. Леонова в открытый космос (1965).

ШМИТТ (Schmitt) Харрисон (р. 1935) — космонавт США. В 1957 окончил Калифорнийский технологич. ин-т, получив учёную степень бакалавра наук по геологии. В 1957—58 слушал курс лекций в ун-те Осло (Норвегия). В 1964 получил учёную степень доктора наук по геологии в Гарвардском ун-те. Работал в Геологич. управлениях Осло и США. Участвовал в составлении карт Луны и планет. В течение двух лет был геологом на Аляске. С 1965 в группе космонавтов НАСА. 7—19 дек. 1972 совместно с Ю. *Сернаном* и Р. *Эвансом* совершил полёт на Луну в качестве пилота лунной кабины КК «Аполлон-17». Лунная кабина с Ш. и Сернаном прилунилась в районе кратеров Тавр и Литров 11.12. 1972. На Луне Ш. пробыл 74 ч 59 мин, включая 3 выхода на её поверхность общей длительностью 22 ч 4 мин. При передвижении по Луне Ш. и Сернан пользовались луноходом. Полёт продолжался 12 сут 13 ч 51 мин 59 с. Чл. геологич. об-ва США, Амер. геофизич. союза, Амер. ин-та аэронавтики и астронавтики. Награждён золотой медалью НАСА «За выдающиеся заслуги». Пом. директора НАСА по н.-и. работам (до 1974). В 1975 уволен из НАСА. В 1976 избран, а в 1980 переизбран сенатором от республиканской партии (шт. Нью-Мексико).

ШНЕК (от нем. Schnecke, букв.— улитка) — осевое насосное колесо с лопатками (обычно отношение длины лопаток к расстоянию между ними больше 2), образующими винтовую поверхность постоянного или переменного шага. Обычно Ш. содержит 2—4 лопатки, угол установки к-рых (β) по радиусу (r) подчиняется условию $r \cdot \mathrm{tg}\beta = \mathrm{const}$. Ш. широко используются в *турбонасосных агрегатах* ЖРД с целью предотвращения *кавитации* топливных насосов.

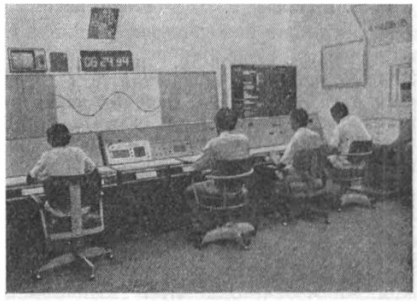


Шнек

ШО́НИН Георгий Степанович (р. 1935) — космонавт СССР, генерал-майор авиации (1977), Герой Сов. Союза (1969), лётчик-космонавт СССР (1969), канд. технич. наук (1978). Чл. КПСС с 1957. После окончания в 1957 Ейского воен. авиац. уч-ща (ныне Ейское высшее воен. авиац. уч-ще лётчиков им. В. М. Комарова) проходил службу в мор. авиации. В 1960—76 в отряде космонавтов. В 1968 окончил Военно-возд. инж. академию им. Н. Е. Жуковского. 11—16 окт. 1969 совм. с В. Н. *Кубасовым* совершил полёт на КК «Союз-6» (в качестве командира). В ходе полёта впервые были проверены разл. способы сварки металлов в условиях космоса. За 4 сут 22 ч 42 мин 47 с пребывания в космосе его корабль совершил групповой полёт с КК «Союз-7» и «Союз-8». Золотая медаль им. К. Э. Циолковского АН СССР. Награждён орденом Ленина, орденами Трудового Красного Знамени, Красной Звезды и медалями, а также иностр. орденом и медалями. Почётный гражданин городов Калуга, Одесса, Ровеньки, Гагарин, Караганда, Балта, Вологда.

ШО́У (Shaw) Брустер (р. 1945) — космонавт США, майор ВВС. В 1968 окончил Висконсинский ун-т, получив степень бакалавра наук в области технич. механики, в 1969 — степень магистра наук в этом же ун-те. Работал инструктором в школе лётчиков-испытателей. С 1978 в группе космонавтов НАСА. 28 нояб.— 8 дек. 1983 совм. с Дж. *Янгом*, Р. *Паркером*, О. *Гэрриотом*, Б. *Лихтенбергом*, У. *Мербольдом* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Колумбия») в качестве второго пилота. Полёт продолжался 10 сут 7 ч 47 мин.

ШРИХАРИКО́ТА — космодром Индии, расположенный в 100 км севернее Мадраса (шт. Андхра-Прадеш) на острове Шрихарикота (13° 47′ с. ш., 80° 15′ в. д.). Создан в 1971; пуски РН начались в 1979. Первый успешный запуск — РН «СЛВ-3» с ИСЗ «Рахини» (3-й инд. ИСЗ, 18.7. 1980). Принадлежит *Индийской организации космических исследований*. На Ш. имеются стартовые комплексы для запуска инд. РН («СЛВ-3», «СЛВ-4») и метеорологич. ракет, станция слежения (принимала, в частности, информацию с инд. ИСЗ «*Ариабхата*» и «*Бхаскара*»), два МИК, спец. стенды для испытания РД; построен з-д по произ-ву ракетного топлива. Наблюдения за ИСЗ проводятся на Ш. и в Кавалуре (близ Мадраса). См. вкл. XLII.



Центр управления полётом в Шрихарикоте (Индия)

ШТЕ́РНФЕЛЬД Ари Абрамович (1905—1980) — советский учёный, один из пионеров космонавтики, доктор технич. наук (honoris causa) (1965), засл. деятель науки и техники РСФСР (1965). Учился в Краковском ун-те (1923—24), а затем в ун-те Нанси (Франция), после окончания которого проводил исследования в области космонавтики в Сорбонне (1928—1930). С 1935 — в СССР; работал в РНИИ. Осн. труды по расчёту энергетически наивыгоднейших траекторий полёта КА. Автор ряда науч. и многочисленных научно-популярных работ по космонавтике. Междунар. премии Эно-Пельтри — Гирша по астронавтике (1933/34) и Галабера по космонавтике (1962). Почётный член Лотарингской АН (Франция, 1966), доктор французских высших учебных заведений (1961, 1978). Им. Ш. назв. улица в Серадзе (ПНР). Мемориальные доски на доме, где родился Ш., в Серадзе и на доме в Серове (Свердловская обл.), где Ш. жил в 1941—44.

ШУАНЧЭНЦЗЫ́ — см. *Чанчэнцзе*.

ШУМОВА́Я ТЕМПЕРАТУ́РА — величина, характеризующая уровень накладывающихся на принимаемый сигнал собственных шумов приёмников, антенн, их элементов, а также всех систем в целом (например, радиотелескопов, систем космической и спутниковой связи). Ш. т. определяется как темп-ра чёрного тела или согласованной нагрузки, при к-рой мощности их электромагнитного излучения на рабочей частоте равны мощности собств. шумов исследуемого устройства. Ш. т. ($T_ш$) измеряется в градусах Кельвина. Если мощность собств. шумов приёмника $P_ш$, Δf — полоса пропуска-

ния приёмника, G — номинальный коэф. усиления (по мощности) линейной части приёмника, то $T_ш = P_ш/k \cdot G \cdot \Delta f$, где k — постоянная Больцмана.

ШУ́МЫ АТМОСФЕ́РЫ — электрические флуктуации в приёмной антенне, обусловленные тепловым излучением земной атмосферы в радиодиапазоне. Ухудшают качество радиоприёма (порождают акустич. шумы, ложные сигналы, понижают точность измерений и т. д.). Количеств. характеристикой Ш. а. является их *шумовая температура*, равная произведению средней физ. темп-ры атмосферы (300 К) на так наз. коэф. поглощения атмосферы. Последний зависит от состояния атмосферы (её влажности, запылённости и т. п.), формы диаграммы направленности антенны, рабочей длины волны, а также от ориентации антенны в пространстве. Обычно при длине волны $\lambda > 10$ см и углах места гл. лепестка диаграммы направленности св. 20° Ш. а. пренебрежимо малы.

ШУ́МЫ КО́СМОСА — электрические флуктуации в приёмной антенне, обусловленные радиоизлучением Солнца, звёзд, планет, межзвёздной среды и т. д.; независимо от их природы проявляются при радиоприёме так же, как и шумы теплового происхождения. Интенсивность Ш. к. оценивают т. н. яркостной темп-рой неба — эквивалентной темп-рой гипотетич. небесной сферы, окружающей антенну и обладающей свойствами чёрного тела. При этом критерием эквивалентности служит равенство уровней теплового излучения (по всем направлениям) гипотетич. сферы и реальных источников Ш. к. Яркостная темп-ра неба быстро убывает с уменьшением длины волны λ. В частности, принимаемые антенной с широкой диаграммой направленности усреднённые Ш. к. (шумовой фон неба) падают с уменьшением λ пропорционально $\lambda^{-2,4}$; напр., при $\lambda \approx 5$ см темп-ра Ш. к. составляет ~ 15 К.

ШУ́МЫ РАДИОПРИЁМНИКА — возникают из-за хаотически изменяющихся токов во входных цепях приёмника. Эти токи образуются в результате теплового движения электронов и неравномерности движения зарядов в электронных приборах, цепях и устройствах, подключённых ко входу приёмника для необходимого преобразования и усиления принятых сигналов, или в результате воздействия случайных эдс, наводимых излучением атмосферы и космоса. Ш. р. искажают принятые сигналы и снижают достоверность сообщений. При сигналах, сравнимых с уровнем Ш. р. или меньших, выделение сообщений затрудняется и может стать невозможным. Для улучшения приёма в космич. радиолиниях применяют параметрические и квантовые парамагнитные усилители, а также спец. виды кодирования сигналов и оптимальной обработки принятых сообщений (фильтрация, интегрирование, корреляционный приём и др.), что позволяет значительно повысить чувствительность приёмника и помехоустойчивость канала связи.

Б. Шоу

А. А. Штернфельд

Э

Э́ВАНС (Evans) Роналд (р. 1933) — космонавт США, капитан 1-го ранга ВМС в отставке. В 1956 окончил Канзасский ун-т, получив учёную степень бакалавра наук по электротехнич. машиностроению. Затем по окончании курсов Службы подготовки офицеров запаса служил в мор. авиации. В 1964 окончил военно-мор. школу в Монтерее, получив степень магистра наук по авиац. технике. С 1966 в группе космонавтов НАСА. 7—19 дек. 1972 совм. с Ю. *Сернаном* и Х. *Шмиттом* совершил полёт к Луне в качестве пилота основного блока КК «Аполлон-17», на к-ром 76 раз облетел вокруг Луны (147 ч 48 мин), обеспечивая работу Сернана и Шмитта на Луне. На трассе полёта Луна — Земля (на расстоянии ~ 300 тыс. км от Земли) Э. вышел из КК в открытый космос на 1 ч 6 мин. Полёт продолжался 12 сут 13 ч 51 мин 59 с. Награждён золотой медалью НАСА «За выдающиеся заслуги». С 1977 в отставке. Пом. вице-президента фирмы «Уэстерн американ энерджи» (Western American Energy Corp.) и директор отделения WES-PAC Energy угледобывающего концерна WAEC (Скотсдейл, шт. Аризона).

ЭВОЛЮ́ЦИЯ ОРБИ́Т (от лат. evolutio — развёртывание) — раздел *динамики космического полёта*, посвящённый изучению *возмущений орбит* — медленных изменений параметров орбиты небесных тел под влиянием *сил возмущающих*. Движение большинства естеств. и искусств. небесных тел в первом приближении определяется притяжением нек-рого центр. тела. Это тело создаёт гравитац. поле, близкое к полю материальной точки, равной ему массы и помещённой в центре масс этого тела. Таким центральным телом для планет Солнечной системы является Солнце, а для спутников планет — сами планеты. Кроме силы притяжения центральным телом как материальной точкой все др. силы наз. возмущающими. Если отвлечься от влияния возмущающих сил, то закономерности т. н. невозмущённого движения спутников или планет описываются решениями *задачи двух тел*. При невозмущ. движении спутники и планеты движутся по эллипсам с пост. параметрами (см. *Элементы орбиты*), определяющими размеры эллипсов, их форму и ориентацию. Реальное движение — движение с учётом фактич. влияния возмущающих сил — оказывается более сложным. В большинстве случаев возмущающие силы много меньше, чем сила притяжения центральным телом. В таких типичных случаях можно принять, что на одном обороте вокруг центрального тела движение очень близко к движению по эллипсу с пост. параметрами. Однако малые возмущения вызывают медленные изменения параметров эллипса, и через достаточно большое число оборотов его размеры, форма и ориентация могут существенно измениться. В этом суть понятия Э. о.

Возмущающие силы. 1. Если бы центральное тело, оказывающее основное гравитац. воздействие, было сферически симметричным и с центрально симметричным распределением плотности, то его гравитац. поле было бы таким же, как поле материальной точки, равной ему массы. Однако поле Солнца и планет отличается от сферически симметричного (см. *Гравитационное поле тела*). Это приводит к появлению возмущающих сил, связанных с нецентральностью осн. для данной задачи поля.

2. Движение планеты вокруг Солнца возмущается гравитац. притяжением др. планет. ИСЗ испытывают возмущающее воздействие Луны, Солнца и в значительно меньшей степени др. планет. Все естеств. спутники планеты испытывают заметное возмущающее влияние гравитац. притяжения Солнца и др. спутников, если у планеты неск. спутников. При этом, вследствие большой удалённости возмущающих тел от центрального, их влияние можно рассматривать как воздействие материальных точек. Возмущающие силы такого типа определяют как гравитац. возмущения внешних для данной задачи тел.

3. Поток солнечной радиации также вызывает появление возмущающих сил. При этом значение ускорения, вызываемого этими силами, пропорционально площади поперечного сечения S тела и обратно пропорционально его массе m. Поэтому влияние солнечной радиации сказывается тем больше, чем больше отношение S/m. Для большинства тел это отношение обратно пропорционально размеру тела. Поэтому для естеств. небесных тел — планет и их спутников — влияние солнечной радиации ничтожно. Для малых частиц — метеорных тел — оно становится существенным. Также заметно оно для небольших ИС. Для больших по размеру и лёгких ИС типа амер. спутника «Эхо» световая радиация — одна из осн. возмущающих сил. Влияние солнечной радиации на движение небесных тел условно разделяют на *светового давления действие* и *Пойнтинга — Робертсона эффект*. Последний составляет очень малую часть влияния солнечной радиации, пропорциональную отношению скорости движения тела к скорости света. Однако, если гл. часть силы — световое давление — имеет потенциальный характер, то эффект Пойнтинга — Робертсона носит диссипативный характер и приводит к уменьшению механич. энергии движения. При нек-рых расположениях орбиты спутника планеты относительно Солнца существуют участки орбиты, где центральная планета экранирует спутник от воздействия солнечной радиации. В таких случаях возмущения, вызванные солнечной радиацией, описываются разрывными функциями времени.

4. Для близких искусств. спутников (ИС) планет, обладающих атмосферой, одной из осн. возмущающих сил является сила торможения атмосферой. Ускорение, вызываемое этой силой, также пропорционально отношению S/m и плотности атмосферы. Поэтому возмущение орбиты при торможении ИС в атмосфере сильно зависит от высоты перицентра орбиты.

5. При рассмотрении космогонич. проблем оказывается необходимым учитывать приливные силы, возникающие из-за деформации центрального тела вследствие неоднородности силы притяжения точек этого тела спутником. Значение приливных сил обратно пропорционально седьмой степени расстояния между спутником и планетой и очень мало. Однако диссипативный характер влияния этих сил за время порядка неск. миллиардов лет приводит во многих случаях к наиболее существ. эволюции.

6. При движении заряжённых частиц в электромагнитном поле центральной планеты возникают эффекты, связанные с возмущающим влиянием силы Лоренца.

7. Движение спутника или планеты по эллипсу, к-рое принимается за невозмущённое, существует только в рамках ньютоновской механики. Общая теория относительности (см. *Общей теории относительности эффекты*) уточняет уравнения движения. В первом приближении эту более точную задачу можно рассматривать в классич. постановке, если учесть вычисляемые в общей теории относительности поправки к силам ньютоновского взаимодействия тел. Эти поправки можно рассматривать как возмущающие силы. Их влияния приводят к наблюдаемым эффектам.

Основные задачи. Анализ Э. о. является необходимым этапом при проектировании каждого ИС. Этот анализ проводится с целью получения: оценок времени существования ИС и времени прохождения его орбиты через заданную область пространства, представляющую интерес для проведения физ. экспериментов; определения условий освещённости разл. участков орбиты через большой промежуток времени после запуска и т. д. В нек-рых схемах посадки на Луну и планеты предусматривается возвращение экипажа с поверхности планеты в осн. КА, оставленный на орбите ИС. С оценкой эволюции этой орбиты непосредственно связаны оценки потребных затрат топлива для такого манёвра.

Другой круг задач теории Э. о.— определение различных физ. параметров из наблюдаемых изменений элементов орбиты. Часто возмущающие силы известны лишь с точностью до нек-рых постоянных параметров, значения к-рых неизвестны или известны грубо. Т. к. изменение элементов орбиты зависит от значения этих параметров, можно, определяя с помощью обработки траекторных измерений элементы орбиты в различные моменты времени, установить или уточнить эти параметры. Таким путём при анализе Э. о. ИСЗ были определены характеристики атмосферы и параметры земного гравитац. поля. Аналогично ИСЛ позволили установить характеристики лунного гравитац. поля. Задача определения физ. параметров рассматривалась в небесной механике (см. *Движения теории*) до запуска ИС. Таким путём были определены массы планет и мн. естеств. спутников. Посредством ИС оказалось возможным решать более тонкие задачи, в частности появилась возможность выбирать орбиты, при к-рых заданные физ. параметры по наблюдаемой эволюции определяются наиболее точно. Часто возмущающие силы оказываются очень малыми и приводят к измеряемой эволюции только через очень большой промежуток времени. Это требует создания методов точного расчёта возмущённого движения в больших интервалах времени.

Исследование закономерностей Э. о. необходимо также для решения многих проблем *космогонии*. Такое исследование должно позволить при объяснении наблюдаемых закономерностей в Солнечной системе отличить следствия, связанные с определ. нач. условиями, к-рые имели

место при возникновении планет, от эффектов последующей эволюции их орбит.

Математический аппарат исследования и расчёта Э. о. Как правило, математич. представление возмущающих сил известно. Это позволяет составить дифференц. уравнения, описывающие возмущённое движение. Существует много разнообразных форм таких систем дифференц. уравнений. Большей частью используются системы уравнений относительно к.-л. набора *элементов оскулирующих*. За редким исключением, уравнения возмущённого движения не интегрируются, т. е. нельзя получить точные формулы, описывающие закономерности такого движения. Универсальные методы решения дифференц. уравнений числ. интегрированием в большинстве случаев также оказываются неэффективными при необходимости определения Э. о. на больших временных интервалах. Это связано с характером изменения элементов орбиты в возмущённом движении. Типичный график зависимости к.-л. элемента от времени, наряду с медленно меняющейся плавной долгопериодич. (т. н. *возмущения долгопериодические*) или вековой (т. н. *возмущения вековые*) составляющей, содержит быстроосциллирующую короткопериодич. составляющую с малой амплитудой. Эти относительно высокочастотные, хотя и небольшие по амплитуде, колебания и являются осн. причиной существ. уменьшения эффективности методов численного интегрирования. Для приближ. расчёта Э. о. в возмущённом движении разрабатываются и применяются разл. варианты теории возмущений. Эти методы позволяют прогнозировать движение на большие (но обязательно конечные) отрезки времени. Суть их состоит в определении в явном формульном виде замены осн. переменных другими. Новые переменные выбираются так, чтобы функции, описывающие их изменение, не содержали быстроосциллирующей составляющей, а имели бы плавный характер. Для таких плавно изменяющихся переменных можно получить дифференциальные уравнения, к-рые позволяют вычислить вековую составляющую эволюции (в отличие от короткопериодической, вычисляемой по формулам замены переменных). Иногда эти более простые уравнения могут быть проинтегрированы аналитически или исследованы качественно. Методы теории возмущений успешно применялись в небесной механике уже в 19 в. Появление ИС стимулировало развитие новых подходов к этой проблеме. Необходимость разработки новых методов связана с существенно большим разнообразием орбит ИС по сравнению с орбитами планет и их спутников в Солнечной системе (многие прежние теории использовали малые значения эксцентриситетов и взаимных наклонений орбит естеств. тел). Кроме того, для ИС оказалось необходимым учесть ряд возмущающих сил, к-рые были несущественны для прежних задач.

Создание методов достаточно точного расчёта Э. о. на больших интервалах времени опирается на вывод очень громоздких формульных выражений, что требует длительного труда (неск. лет и даже десятков лет) квалифициров. специалиста. Для этих целей разрабатываются методы проведения необходимых аналитич. преобразований с помощью ЭВМ.

Некоторые качественные закономерности в Э. о. Даже если отвлечься от короткопериодич. колебаний и рассматривать только вековую или долгопериодич. составляющую изменения параметров орбиты, то в общем случае закономерности эволюции достаточно сложны. Можно отметить лишь неск. более простых случаев. Для типичных ИСЗ, орбита к-рых близка к поверхности Земли, осн. возмущающими силами являются сила сопротивления атмосферы и влияние сжатия Земли (вторая зональная гармоника *гравитационного поля Земли*; др. гармоники поля вызывают эффекты в 1000 раз меньше, чем вторая, а возмущение орбиты притяжением со стороны Луны и Солнца ещё меньше). Влияние последних факторов, а также сил светового давления на Э. о. ИСЗ необходимо учитывать в точном расчёте, но они не определяют осн. качеств. картину Э. о.

Торможение ИСЗ в атмосфере приводит к монотонному уменьшению перигея и апогея орбиты. При этом скорость уменьшения апогея для орбит с достаточно большим эксцентриситетом существенно больше, чем скорость уменьшения перигея. Поэтому эксцентриситет орбиты уменьшается. Орбита приближается к круговой и опускается в более плотные слои атмосферы. Тем самым скорость Э. о. увеличивается. В конце движения ИСЗ уже не может преодолеть сопротивления атмосферы и совершить полный оборот вокруг Земли и сгорает в плотных слоях её атмосферы. Вращение атмосферы вместе с Землёй приводит хотя к небольшому, но измеряемому изменению наклонения орбиты ИСЗ. Осн. эффекты, вызываемые сжатием Земли, сводятся к вращению плоскости орбиты ИСЗ вокруг оси вращения Земли и монотонному вращению перигея в плоскости орбиты. Т. о., осн. возмущающие факторы, действующие на орбиты близких к Земле ИС, вызывают изменения разных элементов. В реальном движении наблюдаются совместные влияния обеих причин.

На Э. о. ИСЗ, удаляющихся от Земли на расстояния в неск. десятков тыс. км, напр. ИСЗ «Электрон», существ. влияние оказывает притяжение внеш. тел (Луны и Солнца).

Если плоскость орбиты спутника мало наклонена к плоскости орбиты внеш. возмущающего тела, то в общем случае вековая эволюция в осн. сводится к повороту плоскости его орбиты относительно нормали к плоскости орбиты возмущающего тела и вращению перицентра орбиты. Большая полуось орбиты не имеет векового ухода, а эксцентриситет орбиты совершает долгопериодич. колебания с малой амплитудой. Так, в осн., изменяются орбиты планет, Луны и др. естеств. спутников. В этом смысле говорят об устойчивости Солнечной системы.

Если наклонение орбиты спутника к орбите возмущающего тела велико, то, хотя полуось по-прежнему не испытывает вековых изменений, колебания эксцентриситета орбиты становятся существенными. В частности, если орбита спутника ортогональна плоскости орбиты возмущающего тела, то в результате роста эксцентриситета орбиты расстояние перицентра становится меньше радиуса центр. тела и спутник падает на его поверхность. При совместном влиянии притяжения внеш. тела и др. возмущающих факторов картина Э. о. усложняется. Если возмущающие силы имеют гладкую силовую функцию, то полуось орбиты, как правило, не имеет векового ухода. Вековое изменение полуоси орбиты может быть связано либо с диссипативным характером возмущающих сил, либо с разрывным характером потенциала притяжения.

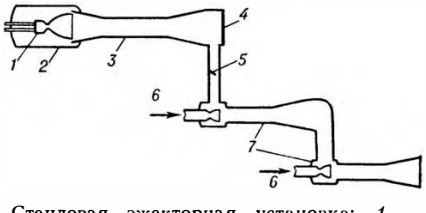
Р. Эванс

Д. Эйзел

Кроме отмеченных диссипативных эффектов от торможения спутника атмосферой, следует упомянуть ещё влияние приливных сил. Как показали исследования, неск. миллиардов лет назад орбита Луны находилась от поверхности Земли на расстоянии примерно трёх земных радиусов. В совр. положение, на расстояние примерно 60 земных радиусов, орбита Луны перешла в результате эволюции под влиянием приливных сил. Из анализа Э. о. под влиянием сил светового давления с учётом экранирования центр. телом участка орбиты от воздействия солнечной радиации следует, что разрывный характер потенциала может привести к вековым изменениям большой полуоси орбиты. Особое место в изучении Э. о. занимают т. н. резонансные случаи, при к-рых также возможно существ. изменение полуоси орбиты.

М. Л. Лидов.

ЭЖЕ́КТОР (франц. éjecteur, от éjecter — выбрасывать) — струйный аппарат для перемещения какой-либо среды путём её увлечения струёй другой (высоконапорной) среды, движущейся с большой скоростью; в процессе последующего смешения эжектируемая и эжектирующая (активная) среды обмениваются энергией. Э. широко используются в стендах для *огневых испытаний* РД с целью создания разрежения у выходного сечения реактивных сопел (для имитации высотных условий), шумоглушения, нейтрализации продуктов сгорания топлива. Э. могут применяться также в *воздушно-ракетных двигателях* и в качестве *бустерных насосов* ЖРД. Напр., в *РД-253* на линии окислителя установлен бустерный струйный насос, активной средой к-рого является жидкость, отбираемая за осн. насосом; Э. создаёт напор ~ 20 м при соотношении расходов эжектируемой и активной жидкостей 10:1. Являясь по своей конфигурации участком трубопровода, Э. хорошо вписывается в конструкцию РД, а его уста-



Стендовая эжекторная установка: *1* — РД; *2* — испытательная камера; *3* — основной эжектор-диффузор; *4* — выпибная заглушка (крышка); *5* — обратный клапан-заслонка; *6* — рабочее тело от паро- или газогенератора; *7* — двухступенчатый эжектор предварительного разрежения

новка приводит лишь к небольшому увеличению массы РД. Широкому применению Э. в РД препятствуют малая экономичность Э. и проблематичность достижения в них высоких давлений. Однако Э. могут найти применение в качестве осн.

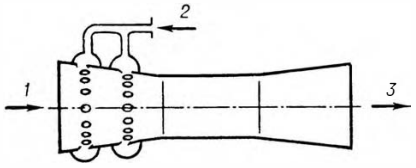


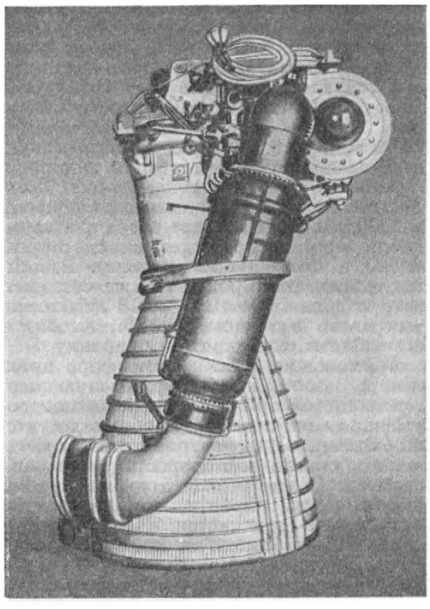
Схема эжектора системы подачи топлива ЖРД: *1* — низконапорный поток из бака РН; *2* — высоконапорный поток от основного насоса ЖРД; *3* — поток на вход в основной насос

насосов для подачи *металлсодержащих топлив* в РД (использование обычных лопаточных насосов в этом случае затруднительно либо вообще невозможно).

ЭЖЕ́КЦИЯ при пуске ракеты — процесс засасывания атмосферного воздуха в газоходы заглублённой или шахтной ПУ реактивной струёй РД. Наличие Э.— один из признаков правильного выбора площади поперечного сечения *газоотводных каналов* и, следовательно, отсутствия обратных потоков высокотемпературных газов работающего РД, к-рые могли бы оказать опасное воздействие на РН. Э. оценивается т. н. коэф. эжекции, равным отношению массовых расходов засасываемого воздуха и газов реактивной струи. Значения коэф. Э. достигают единицы и более.

Э́ЙЗЕЛ (Eisele) Донн (р. 1930) — космонавт США, полковник ВВС в отставке. Окончил Военно-мор. академию (1952), получив степень бакалавра наук, и школу по подготовке пилотов для аэрокосмич. исследований на авиац. базе Эдуардс (шт. Калифорния). Технологич. ин-т ВВС на авиац. базе Райт-Паттерсон (шт. Огайо) присудил ему учёную степень магистра наук по астронавтике. Был лётчиком-испытателем спец. видов оружия на авиац. базе Кертленд (шт. Нью-Мексико). С 1963 в группе космонавтов НАСА. 11—22 окт. 1968 совм. с У. *Каннингемом* и У. *Ширрой* совершил полёт на КК «Аполлон-7»; проводилось первое лётное испытание осн. блока КК «Аполлон». Полёт продолжался 10 сут 20 ч 9 мин 3 с. Награждён золотой медалью НАСА «За выдающиеся заслуги», медалью де Лаво (ФАИ). Пом. директора по технич. вопросам пилотируемых космич. полётов в н.-и. центре им. Ленгли НАСА (1970—1972). С 1972 в отставке. Руководитель Вост. отделения фирмы «Марион пауэр шавел» (Marion Power Shovel Co.; Уильямсберг, шт. Вайоминг). Портрет на стр. 443.

ЭЙЧ-1 (H-1) — американский ЖРД, разработанный фирмой «Рокетдайн» (Rocketdyne) для первых ступеней РН «*Сатурн*-1» и «Сатурн-1В» в 1958—60; впоследствии усовершенствован. Топливо двухкомпонентное (окислитель — жидкий кислород, горючее — керосин) с массовым соотношением компонентов 2,23; тяга на земле 912 кН, в пустоте 1023 кН; уд. импульс на земле 2583 м/с, в пустоте 2901 м/с; масса конструкции 912 кг; давление в камере сгорания 4,86 МПа; выс. 2,59 м; диаметр сопла камеры 1,22 м; продолжительность работы 155 с. Первоначально Эйч-1 имел тягу на земле 734 кН и меньший уд. импульс. Эйч-1 является усовершенствованной модификацией двигателя *ЛР-79-НА*.

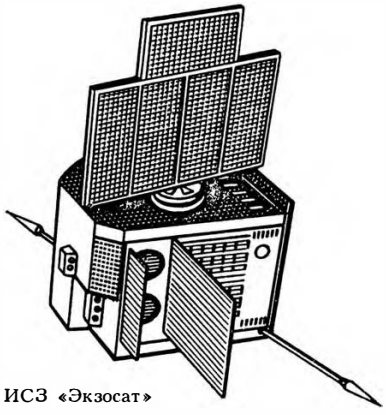


ЖРД Эйч-1

ЭКЗОБИОЛО́ГИЯ (от греч. éxō — вне, за, вдали, bíos — жизнь и lógos — слово, учение) — раздел *космической биологии*, изучающий распространение, развитие, особенности строения и функций живых организмов вне Земли. Термин «Э.» предложен амер. генетиком Дж. Ледербергом взамен менее удачного термина «астробиология». Различают два направления Э.: 1) исследование внеземных форм жизни на поверхности планет, а также в КА (пилотируемых или автоматических), осуществляющих на них посадку (см. «*Викинг*»), дистанц. инструментальными методами (напр., спектроскопия); 2) исследование выживаемости и особенностей поведения живых организмов Земли в лабораторных условиях, имитирующих космич. среду или условия небесных тел. Проблема существования жизни вне Земли — часть такой важнейшей биол. и философской проблемы, как возникновение и развитие жизни во Вселенной.

Лабораторные опыты с электрич. разрядами в среде, имитирующей первичную атмосферу Земли, подтвердили возможность образования в этих условиях сложных органич. соединений, включая аминокислоты. В то же время проведённые прямые экспериментальные исследования образцов лунного грунта, метеорного вещества, а также марсианского грунта не позволили обнаружить в них органич. веществ биогенного происхождения.

«ЭКЗОСА́Т» (англ. Exosat, сокр. от Exoatmospheric Satellite — заатмосферный спутник) — наименование ИСЗ *Европейского космического агентства* для регистрации УФ и рентгеновского излучения астрономических объектов в диапазоне энергий 0,1—50 кэВ с целью определения положения и идентификации галактических и внегалактических источников УФ и рентгеновского излучения, а также для исследования спектральных и временных характеристик источников. Для определения положения источников с погрешностью меньше 1″ они регистрируются непосредственно перед покрытием их Луной или после покрытия. Масса ИСЗ 510 кг, выс. 3,2 м, поперечный размер корпуса 2,1 м. Электропитание (260 Вт) от СБ. Трёхосная система ориентации обеспечивает наведение УФ телескопов с погрешностью 16″. Помимо этих телескопов в состав науч. аппаратуры входят блок пропорциональных счётчиков и газовый сцинтилляционный спектрометр для регистрации рентгеновского излучения. ИСЗ «Э.» выведен



ИСЗ «Экзосат»

26.5.1983 западноевроп. РН «Ариан» на орбиту с выс. в перигее 340 км и выс. в апогее 192 000 км, наклонением 72,5°; период обращения ~ 96 ч (апогей располагается примерно над Северным полюсом Земли). ИСЗ рассчитан на 2 года эксплуатации.

ЭКЗОСФЕ́РА (от греч. éxō — вне, за, вдали и sphaíra — шар) — область *атмосферы верхней*, из к-рой возможно свободное ускользание нейтральных частиц атмосферы в межпланетное пространство. В Э. длина свободного пробега нейтральных частиц в горизонтальном направлении превышает шкалу высот с вероятностью большей, чем 0,5. Вблизи ниж. границы Э., за к-рую принимается уровень (обычно 450—800 км), где в межпланетное пространство диссипирует $1/e$ ($e \approx 2,72$) часть атомов с тепловой скоростью, превышающей *параболическую скорость*, длина свободного пробега частиц в Э. существенно зависит от направления движения. В случае движения частицы в Э. вверх внутри *конуса убегания* весьма вероятно, что эта частица без соударений выйдет из пределов плотной атмосферы; раствор конуса убегания возрастает с увеличением высоты. Такая частица в зависимости от значения и направления скорости, полученной при последнем соударении, может двигаться либо по гиперболич., либо по параболич. траектории (когда частица диссипирует, т. е. будет безвозвратно потеряна в межпланетном пространстве), либо по более или менее вытянутой эллиптич. траектории вокруг Земли (в этом случае частица рано или поздно возвращается в атмосферу Земли). Время существования таких частиц, обладающих эллиптич. траекториями, не опускающимися ниже основания Э., ограничивается редкими соударениями с др. частицами Э., ионизацией этих атомов при соударении с энергичными заряж. частицами *магнитосферы*, воздействием солнечного УФ излучения. Ионизованные частицы длительно удерживаются магнитным полем Земли, а время жизни нейтральных атомов водорода и гелия в верхней атмосфере, если они не покидают её, ограничено фотоионизацией и составляет ~ 10 мкс. Ско-

рость диссипации резко возрастает с ростом темп-ры атмосферы. Из-за относительно малой массы и, следовательно, относительно большой скорости теплового движения диссипации подвержены в первую очередь нейтральные атомы водорода. Скорость испарения атмосферы определяется при этом скоростью подвода атомов водорода к ниж. границе Э. путём их диффузии снизу. При очень высоких темп-рах (более 3000 К) возможна заметная диссипация атомов гелия. Поэтому на больших расстояниях от Земли (св. 2000—3000 км) нейтральную Э. образуют почти исключительно атомы водорода, на более низких высотах заметную долю составляют атомы гелия, а ещё ниже — также и атомы кислорода. Роль *аккреции* нейтральных атомов в Э., по-видимому, невелика. В области Э., строго говоря, невозможно определить темп-ру нейтральных частиц как величину, пропорциональную ср. квадрату их скорости, поскольку эта ср. скорость в разл. направлениях неодинакова. Иногда Э. наз. ту область пространства, где соударениями между частицами можно пренебречь. Это менее строгое определение, не позволяющее указать нижнюю границу Э.

ЭКЛИ́ПТИКА [лат. (linea) ecliptica, от греч. ékleipsis — затмение] — большой круг *небесной сферы*, по к-рому происходит видимое годичное перемещение Солнца (точнее — его центра). Движение Солнца по Э.— отображение орбитального движения Земли. Поэтому в плоскости Э. происходит обращение вокруг Солнца центра масс системы Земля — Луна, а сама плоскость Э. наклонена к небесному экватору под углом 23° 27′. Точки пересечения Э. с *небесным экватором* наз. точками равноденствий: через них Солнце проходит ок. 21 марта (весеннее равноденствие) и ок. 23 сент. (осеннее равноденствие). Две точки на Э., отстоящие на 90° от точек равноденствий, наз. точками солнцестояний. Через них Солнце проходит ок. 22 июня (летнее солнцестояние) и 22 дек. (зимнее солнцестояние). Вдоль Э. расположено 12 зодиакальных созвездий — по одному на каждый месяц. Плоскость Э., принятая за осн. плоскость системы сферич. координат, определяет эклиптич. систему *небесных координат*. В этой системе положение объекта определяется эклиптич. долготой λ и эклиптич. широтой β. Долгота λ отсчитывается от точки весеннего равноденствия от 0 до 360° против часовой стрелки, если смотреть с сев. полюса Э. Широта β отсчитывается от 0 до ±90° по обе стороны Э. (положит. значение β в сев. полушарии Э.).

В древности в эклиптич. системе координат определялись положения звёзд; сейчас она используется лишь при исследовании движений планет и комет.

ЭКОЛОГИ́ЧЕСКАЯ СИСТЕ́МА — взаимосвязанная, функционально единая биологическая система, включающая совокупность растительных, животных и микробных организмов в среде обитания. Э. с. независимо от её размеров и сложности включает: организмы-продуценты, синтезирующие органич. соединения из неорганич. веществ; организмы-потребители, питающиеся организмами-производителями; организмы-разрушители, разлагающие органич. вещества организмов — производителей и потребителей — до неорганич. соединений и, наконец, неживые компоненты комплекса, обеспечивающие круговорот веществ между всеми представителями системы. В космонавтике под Э. с. понимают искусственно созданную в герметич. кабине КК *замкнутую биотехническую систему*, включающую человека и обеспечивающую круговорот основных веществ при регенерации газовой среды, воды, пищи и *минерализации* отходов жизнедеятельности организмов. См. *Система жизнеобеспечения*.

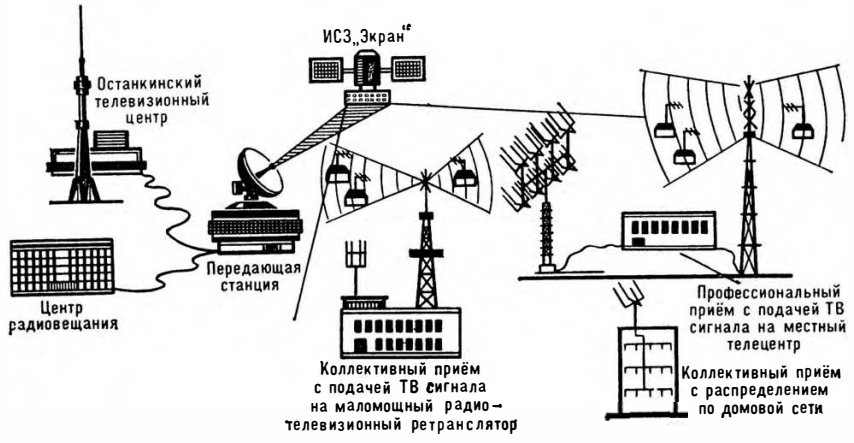


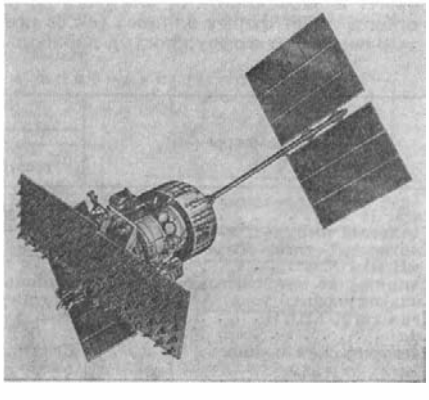
Схема системы «Экран»

ЭКОЛО́ГИЯ (от греч. óikos — жилище, местопребывание и lógos — слово, учение) — раздел биологии, изучающий взаимоотношения живых организмов с окружающей средой. Наиболее важной задачей Э. является исследование потока энергии и круговорота веществ в биогеоценозах и в биосфере в целом, установление пищевых цепей и трофических уровней. Э. применительно к космич. полётам изучает взаимоотношения участников биокомплекса КА с окружающей средой в его герметич. кабине. На основе полученных Э. науч. знаний *космическая биология* разрабатывает искусств. *экологические системы*, к-рые призваны выполнять функции СЖО при длит. пребывании человека в космич. полёте. СЖО, основанная на круговороте веществ и поступлении энергии извне, по существу есть не что иное, как упрощённая модель естеств. биоценоза. Подсистема фотоавтотрофных организмов в такой СЖО является основной, т. к. только растительные организмы способны фиксировать поступающую извне энергию.

«ЭКРА́Н» — наименование советских ИСЗ и системы спутникового ТВ для ретрансляции цветных и чёрно-белых программ центрального ТВ на сеть приёмных устройств коллективного пользования, расположенных в населённых пунктах Сибири и Крайнего Севера. Масса ИСЗ ~ 2 т, размах панелей СБ ок. 10 м. Ретрансляция осуществляется в дециметровом диапазоне радиоволн на антенну типа «фазированная решётка». Мощность бортового ретранслятора «Э.» 200 Вт, что позволяет обеспечивать уверенный приём передач (без использования станций типа «*Орбита*») на коллективные приёмные устройства с относительно небольшим усилением и преобразованием сигнала (в любой точке *зоны обслуживания*).

ИСЗ «Э.» выводятся на близкую к стационарной круговую орбиту (см. табл.). Кроме усовершенств. ретрансляц. аппаратуры, на спутнике имеется трёхосная система точной ориентации на Землю комбиниров. типа с гиросиловым стабилизатором и РД, использующими в качестве рабочего тела сжатый газ. Электропитание от СБ, размещённых на панелях с независимым от корпуса спутника наведением на Солнце. Для обеспечения коррекции орбиты ИСЗ снабжён ЖРД. ИСЗ «Э.» запускаются 4-ступенчатым вариантом РН «Протон». Система спутникового ТВ «Э.» включает: наземный

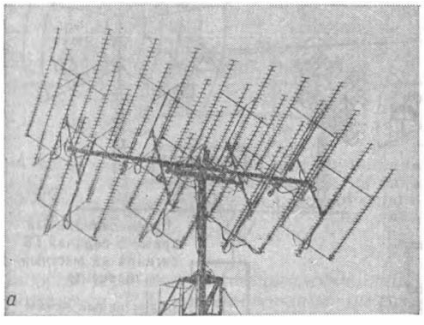
ИСЗ «Экран»

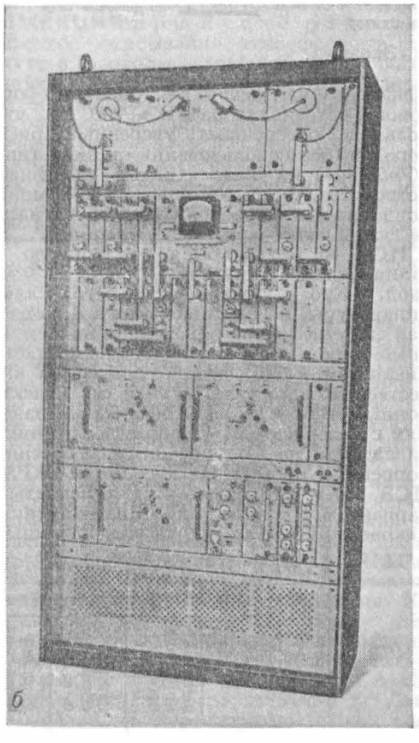


Запуски ИСЗ «Экран»

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты		
		высота круговой орбиты, км	период обращения	наклонение, град.
«Экран»	26.10.1976	35600	23 ч 42 мин	0,3
«Экран»	20.9.1977	35560	23 ч 45 мин	0,4
«Экран»	21.2.1979	35780	23 ч 56 мин	0,35
«Экран»	3.10.1979	35557	23 ч 44 мин	0,45
«Экран»	15.7.1980	35474	23 ч 40 мин	0,36
«Экран»	26.12.1980	35554	23 ч 44 мин	0,4
«Экран»	26.6.1981	35636	23 ч 46 мин	0,4
«Экран»	15.2.1982	35658	23 ч 49 мин	0,4
«Экран»	16.9.1982	35580	23 ч 46 мин	0,3
«Экран»	12.3.1983	35619	23 ч 48 мин	0,1
«Экран»	29.9.1983	36630	23 ч 48 мин	0,4

передающий комплекс с передатчиком, работающим в сантиметровом диапазоне волн (расположен в Моск. обл.); ИСЗ «Э.»; сеть простых приёмных устройств, к-рые совм. с кабельными распределит. системами или маломощными ТВ ретрансляторами обеспечивают передачу ТВ программ на абонентские телевизоры в метровом диапазоне длин волн. ИСЗ «Э.» имеет междунар. регистрац. индекс «Стационар Т».





Профессиональное приёмное устройство системы «Экран»: *а* — антенна; *б* — приёмная стойка

Абонентский наземный приёмник системы «Экран» (справа)

ЭКРА́ННО-ВА́КУУМНАЯ ИЗОЛЯ́ЦИЯ — см. в ст. *Термоизоляция ёмкостей.*

«ЭКС» (англ. ECS, сокр. от Experimental Communication Satellite — экспериментальный связной спутник) — наименование японского ИСЗ для экспериментов в области связи (передача в разных диапазонах цветного ТВ, цифровой информации со скоростью до 30 Мбит/с и пр.) и для исследования распространения радиоволн. Масса ИСЗ 254 кг, корпус — цилиндр диам. 1,41 м, дл. (с антенным блоком) 1,58 м. Электропитание от СБ. Стабилизация вращением. Антенный блок снабжён системой противовращения. Антенна диапазонов X и S работает в режиме приёма на номин. частоте 34,8 ГГц, в режиме передачи — 31,6 ГГц; антенна диапазона С — соответственно 6,3 и 4,1 ГГц. В командной и телеметрич. системах используются ненаправленная кольцевая антенна диапазона С и четырёхштыревая антенна метрового диапазона. Перевод ИСЗ с переходной орбиты на стационарную обеспечивается бортовым РДТТ. 2 ИСЗ «ЭКС» были выведены в 1979—80 японской РН «Н-1», но на расчётную орбиту (стационарная над 145° в. д.) не вышли.

ИСЗ «ЭКС»

«ЭКСПЛО́РЕР» (англ. Explorer, букв.— исследователь). Под этим названием объединены американские ИСЗ различного типа для научных исследований. До 1982 запущено 65 ИСЗ «Э.», из них 56 успешно (см. приложение III). Создавались ИСЗ «Э.» не только науч., но и прикладного назначения (программа «Прикладные спутники „Эксплорер“», см. *«АЭМ»*). «Э.-1» — первый ИСЗ, выведенный США на орбиту (до этого на орбиту выведены два сов. ИСЗ). Масса ИСЗ 8,3 кг. По орбите он обращался вместе с последней ступенью РН (общая масса 14 кг). Масса аппаратуры ИСЗ «Э.-1» 4,5 кг (два передатчика, ртутные батареи, счётчик Гейгера — Мюллера, сетка и микрофон для регистрации метеорных частиц).

ЭКСЦЕНТРИСИТЕ́Т ОРБИ́ТЫ — *элемент орбиты*, характеризующий её форму. В зависимости от значения Э. о. e орбита имеет форму эллипса ($e<1$; при $e = 0$ переходит в окружность), параболы ($e = 1$) или гиперболы ($e>1$). Для эллипса и гиперболы эксцентриситет можно определить как отношение расстояний между фокусами к большой, или действит. оси.

ЭЛЕКТРИ́ЧЕСКИЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ, электроракетный двигатель (ЭРД) — *ракетный двигатель*, в к-ром в качестве источника энергии для создания тяги используется электрическая энергия бортовой энергоустановки КА (обычно СБ или аккумуляторные батареи). По принципу действия ЭРД подразделяются на *электротермические ракетные двигатели*, *электростатические ракетные двигатели* и *электромагнитные ракетные двигатели*. В электротермич. РД электрич. энергия применяется для нагрева *рабочего тела* (РТ) с целью обращения его в газ с температурой 1000—5000 К; газ, истекая из реактивного сопла (аналогичного соплу хим. РД), создаёт тягу. В электростатич. РД, напр. ионном, вначале производится ионизация РТ, после чего положит. ионы ускоряются в электростатич. поле (при помощи системы электродов) и, истекая из сопла, создают тягу (для нейтрализации заряда реактивной струи в неё инжектируются электроны). В электромагнитном РД (плазменном) РТ является плазма любого вещества, ускоряемая за счёт силы Ампера в скрещённых электрич. и магнитном полях. На базе указанных осн. типов (классов) ЭРД возможно создание разл. промежуточных и комбиниров. вариантов, в наибольшей степени отвечающих конкретным условиям применения. Кроме того, нек-рые ЭРД при изменении режима электропитания могут «переходить» из одного класса в другой.

ЭРД имеет исключительно высокий уд. импульс — до 100 км/с и более. Однако большой потребный расход энергии (1—100 кВт/Н тяги) и малое отношение тяги к пл. поперечного сечения реактивной струи (не более 100 кН/м²) ограничивают макс. целесообразную тягу ЭРД неск. десятками Н. Для ЭРД характерны размеры ~0,1 м и масса порядка неск. кг.

Рабочие тела ЭРД определяются сущностью процессов, протекающих в разл. типах этих двигателей, и отличаются большим разнообразием: это низкомолекулярные или легко диссоциирующие газы и жидкости (в электротермич. РД); щелочные или тяжёлые, легко испаряющиеся металлы, а также органич. жидкости (в электростатич. РД); разл. газы и твёрдые вещества (в электромагнитных РД). Обычно бак с РТ совмещается конструктивно с ЭРД в едином двигательном блоке (модуле). Разделение источника энергии и РТ способствует весьма точному регулированию тяги ЭРД в широких пределах при сохранении высокого значения уд. импульса. Мн. ЭРД способны работать сотни и тыс. ч при многократ-

Характерные значения некоторых параметров ЭРД

Параметры	Тип ЭРД		
	электротермический	электромагнитный	электростатический
Тяга, Н	0,1—1	0,0001—1	0,001—0,1
Удельный импульс, км/с	1—20	20—60	30—100
Плотность тяги (максимальная), кН/м²	100	1	0,03—0,05
Напряжение питающего тока, В	Единицы—десятки	Десятки—сотни	Десятки тысяч
Сила питающего тока, А	Сотни—тысячи	Сотни—тысячи	Доли единицы
Цена тяги, кВт/Н	1—10	100	10—40
Кпд	0,6—0,8	0,3—0,5	0,4—0,8
Электрическая мощность, Вт	Десятки—тысячи	Единицы—тысячи	Десятки—сотни

ном включении. Нек-рые ЭРД, являющиеся по своему принципу импульсными РД, допускают десятки млн. включений. Экономичность и совершенство рабочего процесса ЭРД характеризуются значениями *коэффициента полезного действия* и *цены тяги*, размеры ЭРД — значением *плотности тяги*.

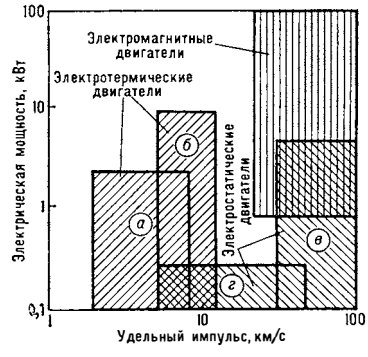
Важной характеристикой ЭРД являются параметры электропитания. В связи с тем, что для большинства существующих и перспективных бортовых энергоустановок характерно генерирование пост. тока сравнительно низкого напряжения (единицы — десятки В) и большой силы (до сотен и тысяч А), проще всего вопрос электропитания решается в электротермич. РД, являющихся преимущественно низковольтными и сильноточными. Эти РД могут питаться также от источника перем. тока. Наибольшие трудности с электропитанием возникают при использовании электростатич. РД, для работы к-рых необходим пост. ток высокого (до 30—50 кВ) напряжения, хотя и малой силы. В этом случае необходимо предусматривать преобразующие устройства, к-рые значительно увеличивают массу ДУ. Наличие в ДУ рабочих элементов, связанных с электропитанием ЭРД, и малое значение тяги ЭРД определяют чрезвычайно низкую *тяговооружённость* КА с этими двигателями. Поэтому ЭРД имеет смысл применять только в КА после достижения 1-й космич. скорости с помощью хим. или ядерного РД (кроме того, нек-рые ЭРД вообще могут работать лишь в условиях космич. вакуума).

Идея использования электрич. энергии для получения реактивной тяги обсуждалась ещё К. Э. *Циолковским* и др. пионерами космонавтики. В 1916—17 Р. *Годдард* подтвердил опытами реальность этой идеи. В 1929—33 В. П. *Глушко* создал экспериментальный электротермич. РД (см. *ЭРД*). Затем в связи с отсутствием средств доставки ЭРД в космос и проблематичностью создания источников электропитания с приемлемыми параметрами разработки ЭРД были прекращены. Они возобновились в кон. 50-х — нач. 60-х гг. и были стимулированы успехами космонавтики и физики высокотемпературной плазмы (развитой в связи с проблемой управляемого термоядерного синтеза). К нач. 80-х гг. в СССР и США испытано ок. 50 различных конструкций ЭРД в составе КА и высотных атмосферных зондов. В 1964 испытаны впервые в полёте электромагнитные (СССР) и электростатич. (США) РД, в 1965— электротермич. РД (США). ЭРД использовались для управления положением и коррекций орбит КА, для перевода КА на др. орбиты (подробнее см. в ст. о разл. типах ЭРД). Значит. успехи в создании ЭРД достигнуты в Великобритании, ФРГ, Франции, Японии, Италии. Проектные исследования показали целесообразность применения ЭРД в *реактивных системах управления* КА, рассчитанных на длит. работу (неск. лет), а также в качестве маршевых двигателей КА, совершающих сложные околоземные орбит. переходы и межпланетные перелёты. Использование для указанных целей ЭРД вместо хим. РД позволит увеличить относит. массу полезного груза КА, а в нек-рых случаях сократить сроки полёта или сэкономить средства.

Классификация ЭРД

В связи с малым ускорением, сообщаемым КА электрич. двигателями, маршевые ДУ с ЭРД должны работать непрерывно в течение неск. месяцев (напр., при переходе КА с низкой орбиты на геосинхронную) или неск. лет (при межпланетных полётах). В США исследовалась, напр., маршевая ДУ с неск. ионными ЭРД тягой по 135 мН и уд. импульсом ~ 30 км/с, питаемыми от *солнечной энергетической установки*. В зависимости от числа ЭРД и запаса РТ (ртуть) ДУ могла бы обеспечить полёт КА к кометам и астероидам, вывод КА на орбиты Меркурия, Венеры, Сатурна, Юпитера, посылку КА, способного доставить на Землю марсианский грунт, посылку иссл. зондов в атмосферы внеш. планет и их спутников, вывод КА на околосолнечные орбиты вне плоскости эклиптики и т. д. В частности, ДУ в варианте с 6 ЭРД и запасом РТ в 530 кг смогла бы обеспечить пролёт ок. кометы Энке — Баклунда полезного груза массой 410 кг (включая 60 кг науч. аппаратуры).

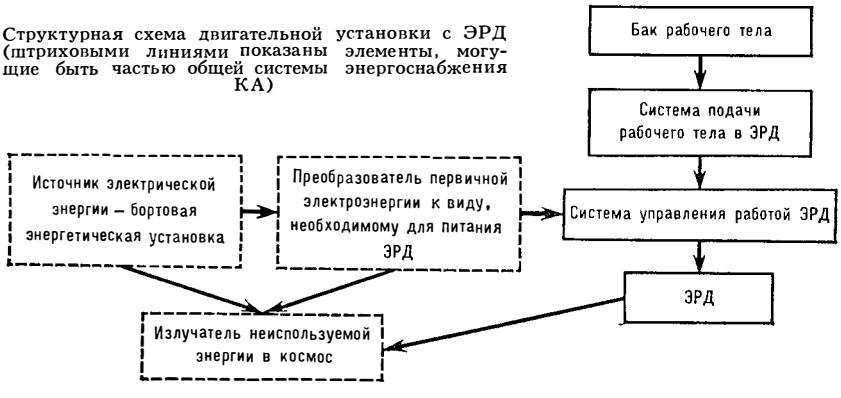
Исследуются также ДУ с ЭРД, питаемыми от *ядерных энергетических установок*. Использование этих установок, параметры к-рых не зависят от внеш. условий, представляется целесообразным при электрич. мощности КА св. 100 кВт. Указанные ДУ могут обеспечить манёвры трансп. кораблей вблизи Земли, а также полёты между Землёй и Луной, посылку КА для детального исследования внеш. планет, полёты межпланетных пилотируемых КК и т. д. Согласно предварит. проработкам, КА с нач. массой 20—30 т, снабжённый реакторной энергоустановкой мощностью в неск. сотен кВт и небольшим числом импульсных электромагнитных ЭРД с тягой по неск. десятков Н, смог бы в течение 8—9 лет исследовать детально систему Юпитера, доставив на Землю образцы грунта его спутников. Достижение высоких расчётных характеристик ДУ для такого КА требует, однако, решения мн. проблем.



Области характеристик ЭРД различных типов: *а* — омические; *б* — электродуговые; *в* — ионные; *г* — коллоидные

Разработка ЭРД способствует решению теоретич. вопросов и созданию спец. ма-

Структурная схема двигательной установки с ЭРД (штриховыми линиями показаны элементы, могущие быть частью общей системы энергоснабжения КА)



териалов, технологич. процессов, элементов и устройств, имеющих большое значение для развития пром. технологич. процессов, электротехники, электроники, лазерной техники, термоядерной физики, газодинамики, а также космич., хим. и мед. исследований.

В. И. Прищепа, В. Н. Хазов.

ЭЛЕКТРОВЗРЫВНО́Й РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — вид *электротермического ракетного двигателя.*

ЭЛЕКТРОДИА́ЛИЗ (от слова электричество и греч. diálysis — разложение, разделение) — физический метод очистки коллоидных растворов или взвесей от примесей электролитов при наложении электрического поля. Сводится к удалению содержащихся в воде ионизированных частиц через полупроницаемые мембраны из тонких плёнок ионообменных смол, причём катионы мигрируют к катоду, а анионы — к аноду. Э. малоэнергоёмок. В СЖО КА может использоваться в системах физико-хим. *регенерации воды* для предварит. обработки жидких выделений живых организмов с целью удаления из них солей и др. ионизированных соединений. После Э. вода дополнительно обрабатывается для удаления из неё мочевины, микроорганизмов и др. органич. неионизированных соединений.

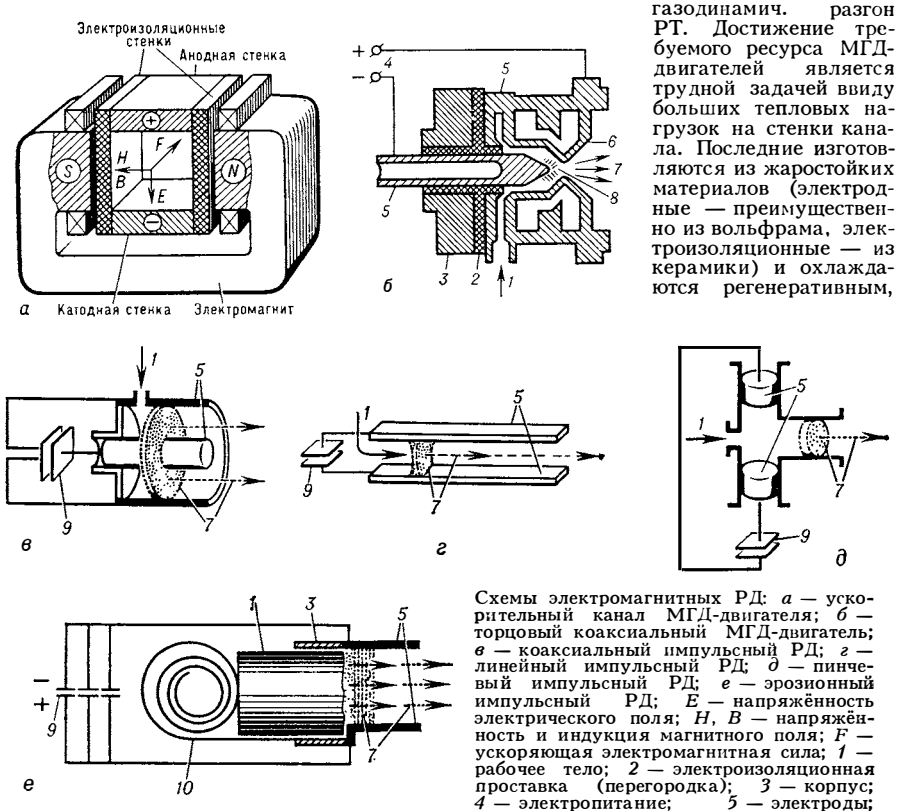
ЭЛЕКТРОДУГОВО́Й РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — вид *электротермического ракетного двигателя.*

ЭЛЕКТРО́ЛИЗ ВОДЫ́ (от слова электричество и греч. lýsis — разложение, распад) — разложение воды под действием электрического тока на водород и кислород. На КК и орбит. станциях Э. в. может использоваться для физико-хим. *регенерации воздуха.* Э. в. при космич. полёте (невесомости или пониж. гравитации) должен проводиться в условиях искусств. силового поля или с помощью пористых гидрофильных элементов за счёт смачиваемости и капиллярности. Э. в. экспериментально проверен в условиях космич. полёта на ИСЗ «Космос-368».

ЭЛЕКТРОМАГНИ́ТНЫЕ ИСПОЛНИ́ТЕЛЬНЫЕ О́РГАНЫ систем ориентации космического аппарата — *исполнительные органы* (в виде токонесущих контуров, электромагнитов или постоянных магнитов), создающие управляющие моменты за счёт взаимодействия их собственного магнитного поля с внешним магнитным полем, в к-ром находится КА. Используются в *активных системах управления ориентацией.* Эффективны только на КА, движущихся вблизи Земли или др. планеты, обладающей достаточно мощным магнитным полем. По сравнению с РД ориентации преимущество Э. и. о. в том, что их работа не связана с расходом *рабочего тела,* запасаемого на борту КА.

ЭЛЕКТРОМАГНИ́ТНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ, плазменный ракетный двигатель — *электрический ракетный двигатель,* создающий тягу за счёт разгона в электромагнитном поле рабочего тела (РТ), превращённого в плазму. Э. р. д. состоит из двух осн. элементов: источника (генератора) плазмы и ускоряющей системы, к-рые в большинстве случаев конструктивно совмещены. Обычно плазму получают путём термич. ионизации РТ при пропускании его через зону горения электрич. дуги (дугового разряда). Содержание ионов в газе быстро возрастает с повышением темп-ры и понижением давления. В Э. р. д. эти параметры обычно составляют 5—50 тыс. К и 1 кПа — 1 МПа соответственно. Разгон плазмы обеспечивается силой Ампера, возникающей в результате взаимодействия протекающего по плазме электрич. тока с магнитным полем. Ток в плазме создаётся либо с помощью введённых в неё электродов, либо индуцируется в ней перем. во времени магнитным полем; в свою очередь, магнитное поле может накладываться на плазму извне (ЭРД с внеш. магнитным полем) либо индуцироваться пропускаемым через неё током (ЭРД с собств. магнитным полем). Хотя плазма обладает значит. запасом тепловой энергии, последняя, однако, не вносит заметного вклада в разгон РТ. Иногда к плазменным РД относят дуговые *электротермические ракетные двигатели,* что необоснованно ввиду малого содержания плазмы в них и отсутствия электромагнитного механизма ускорения.

По режиму работы различают стационарные и импульсные Э. р. д. Осн. разновидностью стационарных Э. р. д., к-рые могут работать непрерывно, являются МГД (т. е. магнитогидродинамические, или магнитогазодинамические) двигатели, к-рые по принципу действия обратны МГД-генераторам электрич. энергии. В МГД-двигателях разгон плазмы производится обычно в прямоугольном канале, две противоположные стенки к-рого являются электродами (катодом и анодом), а две другие — электроизоляторами. Между электродами создаётся электрич. поле, под влиянием к-рого внутри плазмы возбуждается электрич. ток. Одновременно внеш. магнитная система, полюса к-рой находятся со стороны электроизоляторов, создаёт в ускорит. канале магнитное поле, ориентированное перпендикулярно электрическому; поэтому такие РД наз. ещё двигателями с взаимно перпендикулярными, или скрещёнными электрическими и магнитными полями. Возникающая в плазме ускоряющая сила направлена вдоль канала согласно известному в электротехнике правилу «левой руки». Ускорит. канал может иметь пост. сечение, но чаще он несколько расширяется по длине наподобие реактивного сопла, что позволяет осуществить дополнительно газодинамич. разгон РТ. Достижение требуемого ресурса МГД-двигателей является трудной задачей ввиду больших тепловых нагрузок на стенки канала. Последние изготовляются из жаростойких материалов (электродные — преимущественно из вольфрама, электроизоляционные — из керамики) и охлаждаются регенеративным, транспирационным и др. способами. С целью снижения эрозии стенок в качестве РТ используют химически инертный аргон (имеющий к тому же невысокий потенциал ионизации).



Схемы электромагнитных РД: *а* — ускорительный канал МГД-двигателя; *б* — торцовый коаксиальный МГД-двигатель; *в* — коаксиальный импульсный РД; *г* — линейный импульсный РД; *д* — пинчевый импульсный РД; *е* — эрозионный импульсный РД; *E* — напряжённость электрического поля; *H*, *B* — напряжённость и индукция магнитного поля; *F* — ускоряющая электромагнитная сила; *1* — рабочее тело; *2* — электроизоляционная проставка (перегородка); *3* — корпус; *4* — электропитание; *5* — электроды; *6* — сопло; *7* — реактивная плазменная струя (плазменный сгусток); *8* — зона электрической дуги; *9* — конденсаторная батарея; *10* — пружина подачи рабочего тела

Конструктивно прост коаксиальный МГД-двигатель (коаксиальный ускоритель), содержащий концентрически расположенные, разделённые изоляц. проставкой катод и анод, между к-рыми возбуждается электрич. разряд. Ток, протекающий по центральному электроду, создаёт в плазме собств. магнитное поле т. н. азимутальной конфигурации, т. е. круговой направленности в плоскости, перпендикулярной оси ускорителя (по «правилу буравчика»). Взаимодействие этого магнитного поля с радиально направленным током разряда вызывает появление в плазме осевой электромагнитной ускоряющей силы. Последняя становится существенной лишь при силе тока в системе порядка 3 — 5 кА, ввиду чего коаксиальный МГД-двигатель наз. также сильноточным плазменным ускорителем. При сравнительно небольших токах этот РД подобен дуговому электротермич. РД,

в к-ром разгон нагретого РТ осуществляется газодинамич. силами в реактивном сопле. Поскольку в коаксиальном МГД-двигателе наибольшее ускорение плазмы происходит в нач. части канала, в зоне центрального электрода (здесь сила Ампера максимальна), эффективным является т. н. торцевой ЭРД, отличающийся малой длиной; аноду обычно придают форму реактивного сопла. Простота конструкции и компактность коаксиальных МГД-двигателей в значит. степени определяют интерес к ним. Однако рабочие токи большой силы осложняют задачу обеспечения длит. ресурса.

Своеобразны холловские ускорители, в к-рых ускоряющая электромагнитная сила возникает в результате взаимодействия внеш. магнитного поля с т. н. токами Холла — вторичными токами, возникающими в любой токонесущей среде, помещённой в поперечное (по отношению к первичному току) магнитное поле. Эти токи становятся заметными лишь при снижении давления плазмы до 1—0,01 Па. РТ в холловских РД, как правило, являются пары щелочного металла. В образовании реактивной тяги большую роль играют ионы; в то же время из-за низкого давления среды мала степень увлечения нейтральных атомов и молекул. Эти особенности холловских РД сближают их с ионными *электростатическими ракетными двигателями*, по сравнению с к-рыми их важным преимуществом является бо́льшая плотность тяги. По особенностям конструкции, рабочей зоны и рабочего режима различают холловские ускорители с анодным слоем, линейные и торцевые.

Импульсные Э. р. д. работают в режиме кратковрем. импульсов длительностью от неск. мкс до неск. мс. Варьируя частоту включений РД и длительность импульсов, можно получать любые потребные значения суммарного импульса тяги. ДУ с такими РД содержат накопитель электрич. энергии (обычно конденсаторную батарею большой ёмкости) и блок коммутации или систему возбуждения разряда. В импульсных Э. р. д. могут быть получены большие мгновенные значения тяги при сравнительно небольшой ср. мощности электропитания и соответственно небольших общих нагрузках на конструкцию, что облегчает задачу достижения длит. ресурса РД. Выбор РТ практически неограничен: могут использоваться любые газы, металлы, твёрдые и жидкие диэлектрики. Наиболее прост коаксиальный импульсный Э. р. д., содержащий два коаксиально располож. электрода, разделённых электроизоляц. перегородкой, через отверстия в к-рой подаётся РТ. При разряде конденсатора между электродами возникает ток и образуется сгусток плазмы, на к-рый действует осевая ускоряющая сила (как в сильноточном торцевом РД), выстреливающая его из рабочей зоны («плазменная пушка»). РД с плоскими электродами наз. линейными, шинными, или рельсовыми («рельсотронами»). При использовании в качестве РТ продуктов электрич. эрозии электродов или изоляц. перегородки (обычно фторопластовая) получается т. н. эрозионный РД. Он является по существу развитием электровзрывного РД. В пинчевом импульсном Э. р. д. используется явление самосжатия (пинчевания) собств. магнитным полем сгустков плазмы, образующихся при разряде тока (силой до сотен кА) в газе внутри спец. камеры с соплом, через к-рое происходит истечение плазмы. В импульсном РД с бегущей волной последовательные сгустки плазмы, предварительно полученные индукционным (высокочастотным) методом (как в индукц. электротермич. РД), разгоняются внеш. бегущим магнитным полем.

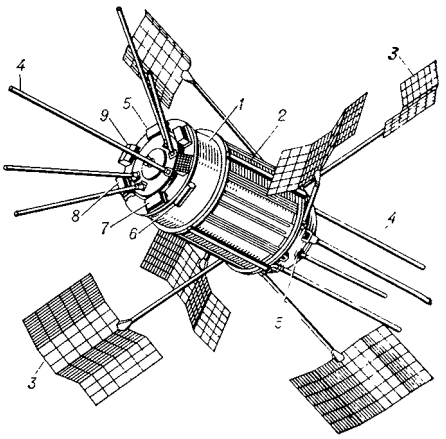
Активная разработка Э. р. д. началась с конца 50-х — нач. 60-х гг. в СССР и США, позднее — в Великобритании, ФРГ, Франции, Японии, Италии. В 1964 в системе ориентации сов. КА «Зонд-2» в течение 70 мин функционировали 6 эрозионных импульсных РД, работавших на фторопласте; получаемые плазменные сгустки имели темп-ру ~ 30 000 К и истекали со скоростью до 16 км/с (конденсаторная батарея имела ёмкость 100 мкФ, рабочее напряжение составляло ~ 1 кВ). В США подобные испытания проводились в 1968 на КА «ЛЭС-6». В 1961 пинчевый импульсный РД амер. фирмы «Рипаблик авиэйшен» (Republic Aviation) развил на стенде тягу 45 мН при уд. импульсе 10—70 км/с. В 1971 в системе коррекции сов. ИСЗ «Метеор» работали два торцевых холловских РД, каждый из к-рых при мощности электропитания ~ 0,5 кВт развивал тягу 18—23 мН и уд. импульс св. 8 км/с. РД имели размер 108 × 114 × × 190 мм, массу 32,5 кг и запас РТ (сжатый ксенон) 2,4 кг. Во время одного из включений они проработали непрерывно 140 ч.

В наст. время осн. внимание уделяется разработке сильноточных Э. р. д. на жидкометаллич. РТ (висмут, литий, калий) с электрич. мощностью до 1 МВт, способных длительно работать при токах силой до 5—10 кА. Эти РД должны развивать тягу до 20—30 Н и уд. импульс 20—30 км/с при кпд 30% и более. В 1975 подобный РД испытан в СССР на ИСЗ «Космос-728» (РД электрич. мощностью 3 кВт, работающий на калии, развил уд. импульс ~ 30 км/с). *В. Н. Хазов.*

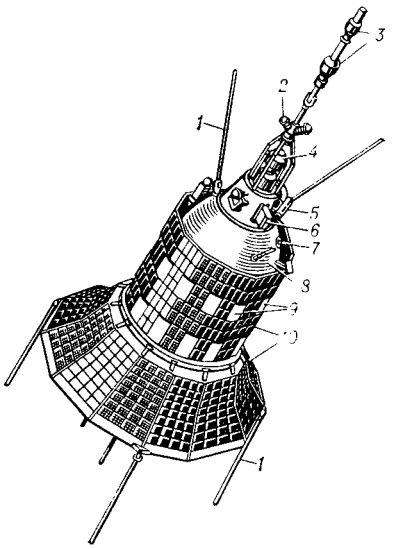
ЭЛЕКТРОМАШИ́ННАЯ ЭНЕРГЕТИ́ЧЕСКАЯ УСТАНО́ВКА — источник электрической энергии, в к-ром преобразование тепловой энергии или запасённой энергии рабочих тел в электрическую осуществляется динамич. преобразователем, включающим электромашинный генератор и работающим по замкнутому или открытому циклу. Динамич. преобразователь, работающий по замкнутому циклу, содержит обычно паровую или газовую турбину либо двигатель Стирлинга и применяется в *изотопных энергетических установках*, *ядерных энергетических установках*, *солнечных энергетических установках*. Динамич. преобразователь, работающий по открытому циклу, включает газовую турбину, двигатель внутр. сгорания или расширительную машину и использует энергию рабочих тел, запас к-рых имеется на борту КА. Рабочим телом обычно является топливо РД либо сжатые или сжиженные газы. Э. э. у. имеет в своём составе также систему терморегулирования, обеспечивающую заданный температурный режим элементов.

В *системе энергопитания* КА могут найти применение Э. э. у., работающие как по открытому, так и по замкнутому циклу. Однако в связи с тем, что уд. расход рабочих тел в Э. э. у. с открытым циклом достаточно высок [1— 5 кг/(кВт·ч)], их применение наиболее рационально при продолжительности полёта КА до неск. суток и в качестве резервных при более длит. полётах.

«ЭЛЕКТРО́Н» — наименование советских ИСЗ для одновременного исследования внешней и внутренней зон *радиационного пояса Земли* и связанных с ними физических явлений. «Э.» образуют системы из двух ИСЗ, выведенных на разл. орбиты одной РН. Первые 2 ИСЗ («Э.-1» и «Э.-2») запущены 30.1.1964, вторые («Э.-3» и «Э.-4») — 11.7.1964. Орбиты «Э.-1» и «Э.-3» охватывали наиболее интересные области внутр. зоны радиац. пояса, частично пересекали внеш. зону и пространство с нерегулярным магнитным полем. Орбиты «Э.-2» и «Э.-4» частично проходили во внутр. зоне, наи-



ИСЗ «Электрон-1»: *1* — герметичный корпус; *2* — жалюзи системы терморегулирования; *3* — панель солнечных батарей; *4* — антенна; *5* — масс-спектрометр; *6* — прибор для регистрации корпускулярного излучения; *7* — детекторы микрометеоров; *8* — детектор протонов; *9* — прибор для изучения энергетического спектра электронов радиационного пояса



ИСЗ «Электрон-2»: *1* — антенна; *2* — датчик солнечной ориентации; *3* — магнитометры; *4* — сферический анализатор для изучения энергетического спектра частиц малой энергии; *5* — прибор для изучения химического состава космических лучей; *6* — прибор для изучения энергетического спектра электронов радиационного пояса; *7* — масс-спектрометр; *8* — герметичный корпус; *9* — жалюзи системы терморегулирования; *10* — панели солнечных батарей

более интересных областях внеш. зоны и пересекали лежащую за радиац. поясом область космич. пространства с нестационарными потоками электронов малых энергий. Фокальные оси орбит имели разные направления, что обеспечивало наиболее благоприятные условия для проведения экспериментов. «Э.-1» и «Э.-3», выводимые на более низкие орбиты, отделялись от РН на активном участке её полёта (при работающем двигателе последней ступени); отделение производилось с помощью реактивной системы, создающей миним. динамич. возмущения движению ракетной ступени. Масса «Э.-1», «Э.-3» ок. 350 кг. Герметичный корпус цилиндрич. формы с полусферич. днищами имел диам. 0,75 м, дл. 1,3 м. Энергопитание бортовой аппаратуры от СБ (6 панелей на откидных штангах); при установке ИСЗ на РН панели прижаты к корпусу; они занимали рабочее положение после отделения от РН. Система терморегулирования — активная; имела управляемые вращающиеся жалюзи на цилиндрич. части корпуса. Складные антенны обеспечивали малые габариты ИСЗ при размещении его в устройстве отделения от РН. Масса «Э.-2» и «Э.-4» ок. 445 кг. Герметичный цилиндрич. корпус имел диам. 1,8 м, дл. 2,4 м. СБ системы энергопитания размещались на боковой поверхности корпуса и дополнит. конич. обечайке. Система терморегулирования аналогична «Э.-1».

В состав бортового оборудования ИСЗ «Э.» входили: радиосистемы для измерения параметров орбит, радиопередатчики «Сигнал», работавшие на частотах 19,943 и 19,954 МГц, радиотелеметрич. системы с запоминающими устройствами для регистрации науч. информации и данных о работе бортовых систем в периоды между сеансами связи; программно-временные устройства и приёмники командной радиолинии; датчики для определения пространственной ориентации ИСЗ. «Э.-1» и «Э.-3» были снабжены когерентными радиопередатчиками «Маяк», работавшими на частотах 20,005—30,0075 и 90,0225 МГц; они использовались для определения концентрации электронов на больших высотах по распространению радиоволн. Комплекс науч. аппаратуры на «Э.-1» и «Э.-3» включал: комплект детекторов для регистрации электронов (40 кэВ — 10 МэВ) и протонов (20—200 МэВ), аппаратуру для изучения мягкого корпускулярного излучения (электронов от 5 кэВ, протонов от 150 кэВ), детекторы микрометеоров с чувствительной поверхностью 0,03 м², масс-спектрометр для исследования ионного состава атмосферы (массовые числа от 1 до 34), экспериментальные элементы СБ. На «Э.-2» и «Э.-4» имелись: комплект детекторов для регистрации электронов и протонов (аналогичный комплекту «Э.-1» и «Э.-3»), 2 феррозондовых магнитометра, электростатич. сферич. анализатор для регистрации электронов и протонов, счётчики для регистрации рентгеновского излучения Солнца в интервалах 0,2—0,8 и 0,8—1,8 нм, аппаратура для изучения состава космич. лучей (регистрации ядер с зарядами $Z \geqslant 2$, 5, 15 и энергиями 600 МэВ), аппаратура для регистрации космич. радиоизлучения на частотах 725 и 1525 кГц, ловушки заряж. частиц плазменной оболочки Земли, протонов солнечного происхождения и электронов с энергией более 100 эВ, масс-спектрометр и экспериментальные элементы СБ.

Запуски ИСЗ «Электрон»

ИСЗ	Дата запуска	Начальные параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, ч
«Электрон-1»	30.1.1964	406	7100	61	2,82
«Электрон-2»		460	68 200		22,67
«Электрон-3»	11.7.1964	405	7040	60,87	2,80
«Электрон-4»		459	66 235		21,90

Системы из ИСЗ «Э.» осуществляли длительные науч. исследования и позволили получить обширные данные о радиац. поясе и магнитном поле Земли, необходимые для обеспечения радиац. безопасности при полётах КК, и открыть ряд новых физ. явлений в околоземном космич. пространстве. Запуски осуществлялись РН «Союз». *Е. Ф. Рязанов.*

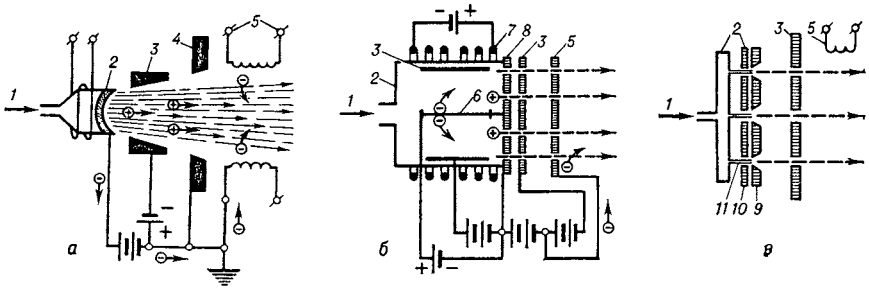
ЭЛЕКТРОНАГРЕ́ВНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — то же, что *электротермический ракетный двигатель.*

ЭЛЕКТРОРАЗЪЁМ стартовый — многоканальное разъёмное соединение электрических цепей РН с электрическими цепями ПУ. Состоит из отъёмной и ответной (на ракете) частей. Число кабелей, подводимых к борту РН, может достигать 4000 и более, поэтому Э. часто объединяют в блоки. Пристыковка наземной части Э. к бортовой части РН производится вручную или с помощью механизма стыковки. Для обеспечения правильной стыковки блоки Э. снабжены направляющими штырями, входящими в соответствующие отверстия ответных блоков РН. Разъединение Э. осуществляется двумя способами: механизмом по командам, поступающим от проверочно-пусковой аппаратуры (такие Э. часто наз. разрывными); в процессе движения взлетающей РН или отводимой от РН *кабель-заправочной мачты* (Э. наз. отрывными).

ЭЛЕКТРОСОПРОТИВЛЕ́НИЯ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — вид *электротермического ракетного двигателя.*

ЭЛЕКТРОСТАТИ́ЧЕСКИЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — *электрический ракетный двигатель*, создающий тягу за счёт ускорения одноимённо заряженных частиц рабочего тела (РТ) в электростатическом поле. По виду ускоряемых частиц различают ионные и коллоидные РД.

В ионных РД тяга создаётся путём разгона положит. ионов, получаемых отщеплением электронов от атомов РТ. Использованию отрицат. ионов для создания тяги препятствует отсутствие простых методов их получения в достаточном числе, а использование электронов неэффективно ввиду их малой массы (к-рая в 1840 раз меньше, чем у легчайшего водородного иона). Ионный РД состоит из 3 осн. элементов: ионизатора РТ, электростатич. ускоряющей системы и нейтрализатора. Наиболее освоен метод получения ионов путём контактной (поверхностной) ионизации, происходящей при соприкосновении паров РТ с нагретой металлич. поверхностью. Производительность этого процесса определяется соотношением между значениями потенциала ионизации РТ и работы выхода материала ионизатора. Это соотношение определяет выбор в качестве РТ цезия, калия, рубидия (в первую очередь — цезия), а в качестве материала ионизатора — вольфрама. При нагреве ионизатора несколько выше критич. темп-ры, равной примерно 1200—1500 К, достигается степень ионизации св. 99% при малых затратах энергии и высокая плотность ионов на единицу поверхности ионизатора, в результате чего обеспечивается в рабочих условиях значение плотности ионного тока порядка 200—300 А/м². Для эффективной работы контактного ионизатора необходимо создать условия, при к-рых все атомы РТ соприкасались бы с нагретой металлической поверхностью. Из многих исследовавшихся конструкций ионизаторов (в виде наборов тонких — диаметром несколько мкм — проволок, мелких сеток, мелкоперфорированных пластин и т. д.) наибольшее распространение получила конструкция в виде единой пористой пластины из спечённого порошка вольфрама. К одной стороне пластины подводится парообразный цезий, а с противоположной стороны, обращённой к ускоряющей системе, происходит собственно ионизация. Типичные пластины спекаются из частиц размером 5—7 мкм, имеют толщину 2—3 мм и сквозные поры 2—3 мкм, число к-рых достигает 5—10 млн. на 1 см².



Схемы электростатических РД: *а* — ионный РД с поверхностной ионизацией; *б* — ионный РД с объёмной ударной ионизацией; *в* — коллоидный РД; *1* — рабочее тело; *2* — ионизатор (ионизационная камера); *3* — ускоряющий электрод; *4* — замедляющий электрод; *5* — нейтрализатор; *6* — источник электронов; *7* — соленоид закрутки электронов (для усиления ионизации рабочего тела); *8* — выходная разделительная сетка; *9* — фокусирующий электрод; *10* — электрод дробления и электрической зарядки частиц рабочего тела; *11* — капиллярная трубка

Пластины могут работать 5—10 тыс. ч, после чего их проницаемость заметно снижается из-за спекания порошка.

Ускоряющая система ионного РД в простейшем случае представляет собой две системы электродов (одна заряжена положительно, другая — отрицательно) с зазором между ними порядка 5 мм, к к-рым от высоковольтного источника приложена большая разность потенциалов. Обычно положит. электродом является сам ионизатор, так что ионы ускоряются непосредственно после их образования. Для эффективной работы ускоряющей системы необходим глубокий вакуум (не хуже 1—0,1 мПа), исключающий столкновение ускоряемых ионов с атомами остаточного газа. Необходимо также предотвратить попадание на ускоряющие отриц. электроды разгоняемых ионов, т. к. это приведёт к их бесполезной потере, снижению потенциала ускоряющего электрода (и в результате — к дополнит. расходованию электроэнергии), к возникновению во внеш. межэлектродной цепи вредного электрич. тока, вызывающего нагрев конструкции; кроме того, столкновение быстро движущихся ионов с неподвижными электродами вызовет эрозию и разрушение электродов. Указанные нежелательные явления устраняются разделением потока ионов на отд. пучки, формирование к-рых производится за счёт того, что выходной поверхности ионизатора придаётся мелкоячеистая структура (размеры ячеек — порядка 0,5—1 см²) с разделит. границами из непроницаемого вольфрама, располагаемыми против ускоряющих электродов. На выходе из ячеек могут предусматриваться фокусирующие электроды (находящиеся под тем же электрич. потенциалом, что и сам ионизатор), вызывающие дополнит. обжатие ионных пучков. Часто для улучшения структуры ионного потока (в основном для повышения плотности и однородности) используют трёхэлектродные ускоряющие системы: через 5—10 мм после ускоряющего электрода устанавливается дополнительно замедляющий электрод, подтормаживающий наиболее быстрые ионы. При этом достигается оптим. скорость ионного пучка, соответствующая миним. нач. массе ДУ.

При истечении одноимённо заряж. частиц из электрически изолированного и первоначально нейтр. КА на последнем будет происходить накопление заряда противоположного знака, сопровождающееся появлением всё возрастающих электростатич. сил притяжения между КА и истекающими частицами, что вскоре приведёт к полному прекращению истечения (эффект «запирания» ионного РД). Во избежание этого с помощью нейтрализатора добиваются, чтобы реактивная струя РД стала электрически нейтральной. Наиболее просто это достигается инжектированием в ионный поток электронов, получаемых термоэмиссионным методом — обычно при нагреве вольфрама до темп-ры 2000—2500 К (простота получения электронов для электрич. нейтрализации реактивной струи — ещё одна причина использования в ионных РД именно положит. ионов). Испускаемые термоэмиттером электроны втягиваются в пучок положит. ионов, и далее реактивная струя представляет собой квазинейтральную плазму. Утечка эмиттированных электронов компенсируется притоком электронов (отщеплённых ранее от РТ при его ионизации) с ионизатора через спец. внеш. электрич. цепь.

Расход РТ в ионном РД определяется производительностью ионизатора и составляет ок. 0,01—1 г/с. Точное дозирование столь малых расходов обычными методами невозможно. В ДУ получили распространение испарит. системы подачи, основанные на электроразогреве РТ в баке, с к-рым непосредственно стыкуется ионизатор РД, до темп-ры кипения; расход РТ регулируется изменением мощности испарителя. Реализация таких систем облегчается низкими давлениями подачи (обычно не превышающими 1—10 кПа), малыми запасами РТ (не более неск. десятков кг) и его сравнительно низкой темп-рой кипения. Точное дозирование очень малых расходов возможно также методом диффузии через полупроницаемые перегородки. Из-за коррозионного воздействия чистого цезия на большинство конструкц. материалов его предпочтительно хранить в составе менее активных соединений, напр. гидрида цезия, к-рый имеет значительно большую плотность и содержит много цезия, легко выделяющегося при нагреве до 700—800 К.

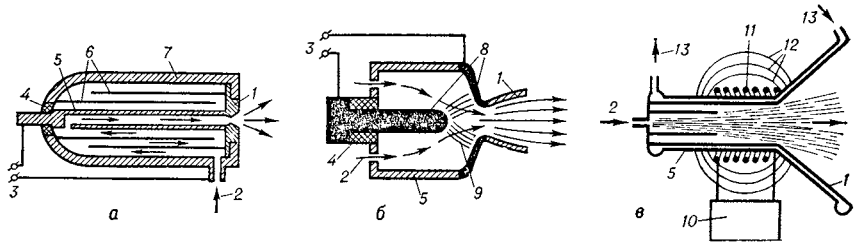
Ионные РД характеризуются исключительно высокими скоростями реактивной струи, недостижимыми для РД др. типов (до 50—100 км/с и более). При этом, однако, в ускоряющей системе необходимо поддерживать высокое ускоряющее напряжение: в созданных РД оно составляет 10—50 кВ. Дальнейшее повышение напряжения ограничено опасностью электрич. пробоя в разделяющих электроды изоляц. элементах или непосредственно в рабочем промежутке, что вызвало бы разрушение РД. В сочетании с огранич. производительностью контактных ионизаторов это лимитирует достижимую плотность тяги ионных РД значением ~ 100 Н/м² (обычно этот параметр составляет 10—50 Н/м²). Макс. тяга ионных РД имеет порядок 0,1Н. С целью достижения большей тяги применяются обычно модульные ДУ, содержащие до 10 и более РД с общими системами энергоснабжения и подачи РТ. Плотность тяги ионных РД значительно увеличивается при использовании ионов таких тяжёлых веществ, как висмут и ртуть (которая предпочтительна, т. к. является жидкой в широком диапазоне темп-ры). Ионизация веществ с большой мол. м. контактным методом невозможна из-за большого значения их ионизац. потенциала. Для этой цели используется объёмная ударная ионизация (электронная бомбардировка), при к-рой электроны отщепляются от атомов испаренного РТ в результате соударения с ними высокоскоростных электронов. Последние получаются термоэмиссионным способом и ускоряются в спец. ионизационной камере. Степень ионизации при объёмном методе меньше, чем при контактном (80—95%). В таких РД ионизатор представляет собой газоразрядную камеру, в к-рой в результате электрич. разряда, создаваемого в парах РТ, образуется плазма (поэтому эти РД называют иногда плазменно-ионными). Ионы плазмы поступают далее в ускоряющую систему, а электроны по внеш. электрич. цепи — в нейтрализатор.

В коллоидных РД рабочее тело разгоняется в виде положительно заряж. микроскопических, размером в доли мкм («коллоидных»), частиц (капель, пылинок и т. д.), к-рые по размерам и массе на 4—6 порядков превышают ионы. Осн. рабочим элементом источника таких частиц являются капиллярные трубки подачи РТ, на выходе из к-рых происходит дробление РТ и зарядка получ. частиц. В качестве РТ в экспериментах с коллоидными РД использовались жидкие легкоплавкие металлы (галлий, цезий, висмут) и соединения, а также органич. жидкости; наиболее просто организуется рабочий процесс при использовании раствора иодистого калия в глицерине. Считается, что по плотности тяги коллоидные РД могут превзойти ионные на 2—3 порядка, уступая им по уд. импульсу, к-рый составит 10—50 км/с.

К кон. 1970-х гг. завершена разработка научно-технич. основ проектирования ионных РД и созданы их экспериментальные образцы с ресурсом в тысячи часов. Лётные испытания ионных РД проводились в СССР по программе «Янтарь» (см. «*Янтарь-1*») в 1966—70 (РД с газоразрядным ионизатором), в США — в 1964 по программе «СЕРТ-1» (полёт по баллистич. траектории), в 1965 по программе «Снапшот» и в 1970 по программе «*СЕРТ-2*» (РД с контактными и газоразрядными ионизаторами). Коллоидные РД находятся в стадии лабораторной разработки. В США испытан такой РД мощностью 50 Вт, развивший на стенде тягу 4,45 мН при уд. импульсе 12,2 км/с (при работе на силиконовом масле) и кпд 50%. Предполагаемый ресурс его работы в космосе ок. 10 000 ч. См. вкл. XL.

В. Н. Хазов.

ЭЛЕКТРОТЕРМИ́ЧЕСКИЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ, электронагревный ракетный двигатель — *электрический ракетный двигатель*, рабочее тело к-рого нагревается до высокой температуры с помощью электрической дуги, омического нагрева и других методов, а затем полученный газ расширяется в сопле, создавая тягу. По способу нагрева РТ различают омические, электродуговые, индукционные и электровзрывные электротермич. РД.



Схемы электротермических РД: *а* — омический РД; *б* — электродуговой РД; *в* — индукционный РД; *1* — сопло; *2* — рабочее тело; *3* — электропитание; *4* — электроизоляционная проставка; *5* — нагревательный элемент (камера нагрева); *6* — тепловой экран; *7* — корпус; *8* — электроды; *9* — зона электрической дуги; *10* — высокочастотный генератор; *11* — индукционная катушка; *12* — магнитные силовые линии; *13* — охладитель

В омических РД (РД электросопротивления) используется конвективный поверхностный нагрев РТ, к-рое обтекает электрич. эле-

менты сопротивления, нагреваемые, в свою очередь, за счёт выделяющейся в них джоулевой теплоты. Нагреват. элементы имеют вид трубок, пластин или стержней, изготовл. из тугоплавких металлов (вольфрам, рений) и сплавов. Омич. РД могут работать на любом РТ (включая биоотходы), питаясь практически от любого источника тока (пост. или переменного). Они просты по устройству, экономичны (кпд достигает 80%), надёжно работают в течение сотен ч, допуская многократное включение и широкое регулирование по тяге. Однако ограниченная жаростойкость твёрдых нагреват. элементов лимитирует нагрев РТ в омич. РД 2500—3000 К, что соответствует макс. уд. импульсу 8500—9000 м/с (при работе на водороде). Омич. РД широко разрабатывались в США в 1965—70 и использовались в системах ориентации ИСЗ «АТС», «ЛЭС» и др. Один из РД фирмы «Авко» (Avco) имел массу 3,2 кг, диам. 102 мм, дл. 280 мм и электрич. мощность 7,5 кВт; две независимые камеры диам. 32 мм развивали тягу соответственно 0.5 и 0,05 Н. РД фирмы «Марквардт» (Marquardt) при электрич. мощности 3 кВт и кпд 79% развивал тягу 0,66 Н и уд. импульс 8400 м/с (РТ — водород).

В электродуговых (дуговых) РД нагрев РТ производится при его прохождении через зону горения электрич. дуги, создаваемой между размещаемыми в камере нагрева электродами (часто одним из них является реактивное сопло). Электропитание — от низковольтного сильноточного источника пост. или перем. тока. РТ может нагреваться до 5000—10 000 К, а уд. импульс РД, работающего на водороде, может достигать 15—25 км/с. По существу электродуговой РД не отличается от обычного низкотемпературного электродугового плазматрона, но в его РТ содержание плазмы незначительно. При охлаждении РД излучением его кпд сравнительно невелик и не превышает 35—45% (в силу больших потерь теплоты в стенки). Применение *регенеративного охлаждения* камеры позволяет повысить его до 60—80%. При разработке электродуговых РД осн. проблема — это обеспечение работоспособности электродов, поскольку мощное тепловыделение в зоне контакта электрода с дугой приводит к уносу материала электрода в результате эрозии. Для повышения стойкости электродов их интенсивно охлаждают, а для ослабления местного воздействия дуги организуют её вращение (чтобы пятно контакта перемещалось по большей поверхности электрода). Вращение дуги достигается путём внеш. электромагнитного воздействия (снаружи камеры нагрева устанавливается спец. токовая обмотка) или путём гидродинамич. воздействия (за счёт направленного потока РТ). В качестве электродного материала обычно применяют вольфрам (иногда с присадками, улучшающими его термоэмиссионные свойства), к-рый обладает высокой стойкостью в водороде вплоть до темп-ры плавления и способен сохранять работоспособность в течение десятков и даже сотен ч.

На КА электродуговые РД не испытывались, т. к. оказались малоэффективными по сравнению с *электромагнитными ракетными двигателями*.

В индукционных (высокочастотных) РД нагрев РТ производится перем. ВЧ электромагнитным полем, создаваемым индукц. катушкой. При её питании от ВЧ генератора мощностью в неск. кВт в объёме газа образуются сильные вихревые токи, способные разогреть его до 5000—6000 К. При этом отпадает необходимость в электродах, хотя возникает проблема охлаждения конструкц. элементов, подвергающихся воздействию ВЧ поля. Возможность индукц. нагрева газа (в частности, гелия) доказана экспериментами на лабораторных установках. Практич. применению индукц. РД препятствует их малый кпд, большая масса и громоздкость электрогенераторов.

В электровзрывных РД рабочим телом служат твёрдые (в виде проволок диам. ~ 1 мм) или жидкие (в виде тонких струек) электропроводящие вещества, к-рые под действием мощных (напряжением 10—20 кВ и силой тока в неск. кА) кратковременных электрич. импульсов (создаваемых, напр., разрядкой конденсаторных батарей за время ~ 10 нс) разогреваются до десятков и сотен тыс. К; образующиеся пары разлетаются с большой скоростью. При направленном истечении паров через реактивное сопло можно получить мгновенное значение уд. импульса 10—50 км/с. Первый экспериментальный электровзрывной РД был создан в нач. 30-х гг. в СССР (см. *ЭРД*). Дальнейшее развитие принципа этого РД привело к созданию эрозионных электромагнитных РД.

В. Н. Хазов.

ЭЛЕКТРОХИМИ́ЧЕСКАЯ ЭНЕРГЕТИ́ЧЕСКАЯ УСТАНО́ВКА — источник электрич. энергии, содержащий электрохимический генератор на основе *топливных элементов*, систему заправки, хранения и подачи рабочих тел и систему терморегулирования. На КА нашли применение Э. э. у. на основе водородно-кислородных топливных элементов. В таких Э. э. у. электрохимич. генератор состоит из батареи электрически последовательно соединённых топливных элементов и систем обслуживания, обеспечивающих регулирование давления газов, отвод воды и теплоты и др. Рабочие тела топливных элементов хранятся в спец. криостатах в жидком состоянии. После подогрева и перехода в газообразное состояние они поступают в топливные элементы. Система терморегулирования обеспечивает отвод теплоты от электрохимич. генератора в космос, как правило, через холодильник-излучатель; для охлаждения можно также использовать воду, вырабатываемую электрохимич. генератором, испаряя её в вакуум. Автоматическую работу Э. э. у. обеспечивает блок автоматики. Уд. энергоёмкость Э. э. у. на основе водородно-кислородных топливных элементов составляет 400—800 Вт·ч/кг, что в неск. раз превышает уд. энергоёмкость лучших образцов аккумуляторных батарей. Энергетич. установки такого типа применялись, напр., на КК «Джемини» и «Аполлон», получаемая при этом вода использовалась для работы испарит. теплообменника, питья и бытовых нужд.

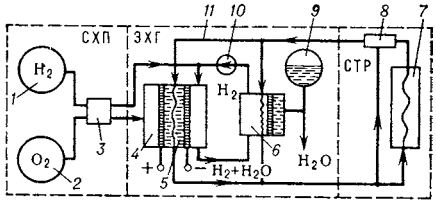
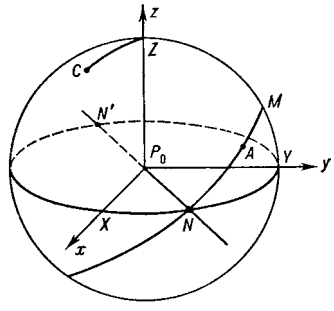


Схема электрохимической энергетической установки: СХП — система хранения и подачи рабочих тел; ЭХГ — электрохимический генератор; СТР — система терморегулирования; *1* — криостат для хранения жидкого водорода; *2* — криостат для хранения жидкого кислорода; *3* — система подачи и газификации; *4* — топливный элемент; *5* — электролит; *6* — теплообменник-конденсатор; *7* — холодильник-излучатель; *8* — агрегаты системы терморегулирования; *9* — ёмкость для хранения воды; *10* — побудитель расхода пароводородной смеси; *11* — контур теплоносителя

ЭЛЕМЕ́НТЫ ОРБИ́ТЫ — величины, характеризующие положение орбиты в пространстве, её размеры и форму, а также положение небесного тела на орбите. Элементы, характеризующие положение плоскости орбиты и ориентацию орбиты в этой плоскости, вводятся след. образом. Пусть движение небесного тела рассматривается в системе координат P_0xyz (см. рис.) с началом в центре масс центрального тела, а оси P_0x, P_0y, P_0z пересекают *небесную сферу* в точках X, Y, Z. Будем рассматривать плоскость большого круга XY как основную, а точку X — как осн. точку на этом круге. Предположим, что плоскость орбиты пересекает небесную сферу по большому кругу NAM, а радиус-вектор *перицентра* пересекает небесную сферу в точке A. Тогда прямая $N'P_0N$, по к-рой плоскость орбиты пересекает осн. плоскость, наз. линией узлов. Когда движение небесного тела происходит против часовой стрелки, если смотреть из полюса C, точка N наз. восходящим узлом, а точка N' — нисходящим узлом. Дуга XN, обозначаемая через Ω, наз. долготой восходящего узла или просто долготой узла. Угол MNY, обозначаемый через i, под к-рым плоскость орбиты пересекает осн. плоскость, наз. наклонением орбиты, наклонение орбиты — это также дуга большого круга ZC. Дуга NA, обозначаемая через ω, наз. угловым расстоянием перицентра от узла. Величины Ω, i и ω составляют первую группу элементов орбиты, первые 2 из них характеризуют положение плоскости орбиты, а третий — ориентацию орбиты в этой плоскости. При этом i изменяется от 0 до π, а Ω и ω — от 0 до 2π. В случае движения планет за осн. плоскость чаще всего принимают плоскость *эклиптики*, а за осн. точку — *точку весеннего равноденствия*. В теории движения ИСЗ в качестве осн. плоскости часто берут плоскость экватора, а за осн. точку — точку весеннего равноденствия.



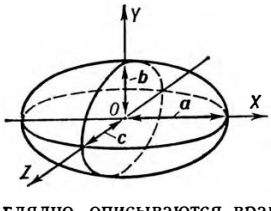
Элементы, характеризующие размеры и форму орбиты,— параметр p и *эксцентриситет орбиты* e. Для эллиптич. орбиты это будут параметр и эксцентриситет *эллипса*, для гиперболич. орбиты — параметр и эксцентриситет *гиперболы* и т. д. Последним, шестым, элементом является τ — момент прохождения небесного тела через перицентр. Этот элемент

определяет положение небесного тела на орбите в нач. момент времени. Элементы p, e, i, Ω, ω, τ наз. кеплеровскими элементами. Они определяют орбиту независимо от того, является ли она эллиптич., параболич. или гиперболической. Различие будет лишь в том, что для эллиптич. орбиты $e < 1$, для параболич. $e = 1$ и для гиперболич. $e > 1$. В литературе часто встречаются разл. модификации элементов p, e, i, Ω, ω, τ. Так, в случае эллиптич. орбиты, как правило, вместо p рассматривается большая полуось a, иногда *среднее движение* n, а иногда период обращения T, определяемый формулой $T = 2\pi/n$. В случае параболич. или гиперболич. движения вместо p используется элемент q, наз. *перигелийным расстоянием* или *перигейным расстоянием* и т. д. Для эллиптич. орбит вместо эксцентриситета e иногда вводят параметр φ, наз. углом эксцентриситета и определяемым формулой $e = \sin\varphi$. Вместо элемента ω часто рассматривают элемент $\pi = \Omega + \omega$, наз. долготой перицентра. Элемент τ иногда заменяется *аномалией средней* в эпоху $M_0 = n(t_0 - \tau)$ или ср. долготой в эпоху. Здесь t_0 — нач. момент времени (эпоха).

ЭЛЕМЕ́НТЫ ОСКУЛИ́РУЮЩИЕ — *элементы орбиты*, рассматриваемые как функции времени, через к-рые координаты и составляющие скорости в *возмущённом движении* выражаются теми же формулами, что и в *невозмущённом движении*. Э. о. — очень удобные переменные при изучении возмущённого движения (см. *Движения теории*). Если бы *силы возмущающие* отсутствовали, то Э. о. были бы постоянными, а орбита небесного тела была бы конич. сечением, напр. неизменным эллипсом. Под действием возмущающей силы элементы будут изменяться со временем, и эллипс будет изменять своё положение в пространстве и свою форму (см. *Эволюция орбит*). Оскулирующий эллипс обладает тем свойством, что в каждый момент времени касательная к нему в той точке, в к-рой находится движущееся небесное тело, будет совпадать с касательной к истинной орбите в той же точке.

Э́ЛЛИПС (от греч. élleipsis — недостаток, нехватка, опущение) — замкнутая кривая 2-го порядка; геометрич. место точек, для к-рых сумма расстояний от двух заданных точек (фокусов) есть величина постоянная. Э. является одной из возможных форм орбиты при движении в гравитац. поле притягивающего центра. При этом притягивающий центр оказывается располож. в одном из фокусов эллиптич. орбиты. Эксцентриситет Э. < 1. См. *Эллиптическое движение*.

ЭЛЛИПСО́ИД ИНЕ́РЦИИ — поверхность, характеризующая распределение значений моментов инерции твёрдого тела относительно различных осей, пересекающихся в одной и той же точке. Э. и. неподвижен в теле. С помощью Э. и. наглядно описываются вращат. движения РН или КА. В *динамике движения искусственного спутника* относительно центра масс используется центральный Э. и.; его центр совпадает с центром масс ИС, а оси — с гл. осями их инерции. Наибольшей оси Э. и. a (рис.) соответствует наименьший момент инерции I_{xx}; наименьшей оси c — наибольший момент инерции I_{zz}.



Эллипсоид инерции: X, Y, Z — главные (центральные) оси инерции КА; O — центр масс КА; a, b, c — полуоси эллипсоида инерции

ЭЛЛИПТИ́ЧЕСКОЕ ДВИЖЕ́НИЕ — класс движений в *задаче двух тел*, когда траектория движения одного тела относительно другого является *эллипсом*. Поскольку движение многих тел Солнечной системы (планет, спутников планет, ИС) происходит по орбитам, близким к эллиптическим, то Э. д. часто используется в качестве первого приближения при изучении истинного движения небесного тела. См. *Движения теории* аналитические.

ЭЛОНГА́ЦИЯ планеты (от позднелат. elongatio — удаление) — положение внутренних планет Солнечной системы (Меркурия и Венеры), когда их видимое угловое расстояние от Солнца максимально. Э. Венеры составляет 48°, Меркурия — 27°.

ЭМИ́ССИЯ ВЕ́РХНЕЙ АТМОСФЕ́РЫ (от лат. emissio — испускание, излучение) — собственное излучение атмосферы Земли на высотах более 40 км. Э. в. а. возникает в результате хим. реакций между различными атомами и молекулами, их флуоресценции под воздействием солнечного излучения, а также при возбуждении атомов и молекул электронами и протонами с энергиями в десятки эВ и более. Во время геомагнитных бурь и *полярных сияний*, связанных с вторжением в магнитосферу Земли усиленного потока частиц солнечного происхождения, Э. в. а. заметно усиливается. В последние годы различные типы излучения активно используются для изучения динамики и волновых процессов в *атмосфере верхней*.

ЭНГЛ (Engle) Джо (р. 1932) — космонавт США, полковник ВВС. В 1955 окончил Канзасский ун-т, получив степень бакалавра наук по авиац. технике. Закончил также школу лётчиков-испытателей и школу по подготовке пилотов для аэрокосмич. исследований. Испытал св. 130 типов ЛА (в т. ч. ракетные планёры). В одном из полётов на Икс-15 достиг высоты св. 80 км. С 1966 в группе космонавтов НАСА. 12—14 нояб. 1981 совм. с Р. *Трули* совершил второй испытат. полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Колумбия») в качестве командира. Полёт продолжался 2 сут 6 ч 13 мин 10 с. За работы по испытанию Икс-15 удостоен пр. им. Л. Сперри Амер. ин-та аэронавтики и астронавтики. Награждён золотой медалью НАСА «За исключительные заслуги».

ЭНЕРГЕТИ́ЧЕСКИЙ ПОТЕНЦИА́Л линии связи — характеризует соотношение мощностей полезного сигнала и теплового шума на входе радиоприёмника. Э. п. прямо пропорционален эффективной изотропноизлучаемой мощности (ЭИИМ) передатчика, добротности приёмного устройства и обратно пропорционален ширине полосы передаваемых (принимаемых) частот. Э. п. определяется требуемой скоростью передачи информации при заданных способах модуляции, методах *многостанционного доступа* и достоверности принимаемой информации. Как правило, Э. п. линии Земля — космос выше Э. п. линии космос — Земля на 5—15 дБ. При работе с КА в дальнем космосе это различие значительно больше. К определению Э. п. прямое отношение имеют следующие понятия.

ЭИИМ передатчика — характеризует способность системы «передатчик — антенна» излучать мощность радиосигнала в заданном направлении. ЭИИМ прямо пропорциональна мощности передатчика, коэф. усиления передающей антенны и обратно пропорциональна потерям в фидерном (или антенно-волноводном) тракте между выходом оконечного усилителя передатчика и облучателем антенны. ЭИИМ земных станций *спутниковой связи* в зависимости от вида передаваемой информации и размеров антенн изменяется от 40 до 100 дБ·Вт.

Дж. Энгл

Р. Эно-Пельтри

Добротность приёмного устройства — является обобщённой характеристикой приёмника радиосигналов совместно с антенной и антенно-волноводным трактом. Добротность определяется отношением коэф. усиления приёмной антенны на заданной частоте к эффективной *шумовой температуре* приёмной системы и измеряется в дБ/К. Для земных станций спутниковой связи добротность имеет значения от 12 до 42 дБ/К, а приёмных устройств спутников связи — от —20 до 10 дБ/К.

Плотность потока мощности (ППМ) — прямо пропорциональна ЭИИМ и обратно пропорциональна квадрату расстояния между источником излучения и точкой измерения. ППМ измеряется в дБ·Вт/м². В системах спутниковой связи обычно нормируется спектральная ППМ в полосе частот шириной 4 кГц как на линии Земля — космос, так и на линии космос — Земля.

С точки зрения воздействия СВЧ излучения на живой организм в большинстве гос-в введены санитарные нормы на ППМ, характеризующие допустимое время пребывания человека в зоне с заданной ППМ. При проектировании передающих земных станций спутниковой связи определяется граница биозоны, т. е. замкнутый контур вокруг станции, за пределами к-рого ППМ в любое время суток не превышает 1 мкВт/см² (100 дБ·Вт/м²). Для выполнения заданных норм на ППМ применяются специальные сигналы дисперсии (рассеяния) СВЧ-сигнала различной (часто треугольной) формы с частотой повторения от неск. Гц до десятков кГц. Для дисперсии СВЧ-сигналов используется частотная модуляция. Эффективность применения дисперсии СВЧ-сигнала определяется значением изменения ППМ и прямо пропорциональна девиации частоты сигнала дисперсии.

Ю. М. Паянский.

ЭНО́-ПЕЛЬТРИ́ (Esnault-Pelterie) Робер Альбер Шарль (1881—1957) — французский учёный, лётчик, один из пионеров авиации и космонавтики. Чл. Франц. АН (1936). В 1902 окончил физ. ф-т Парижского ун-та. Сконструировал первый в мире моноплан (1906—07) — прототип совр. самолётов, первый авиац. звёздообразный двигатель, изобрёл систему

управления самолётом («ручку управления») и др. Разрабатывал теорию межпланетной навигации (проводил расчёты наивыгоднейших траекторий полёта КА). Экспериментировал с ракетными топливами, предложил использовать атомную энергию для получения сверхвысоких скоростей. Впервые применил теорию относительности при разработке теории движения ракеты со скоростями, близкими к скорости света. Э.-П. получил св. 200 патентов на изобретения в области авиации, авиамоторостроения и др. Труды Э.-П. по теории реактивного движения опубликованы в 1913, 1928, 1930—35. В 1927 он совм. с франц. промышленником А. Луи Гиршем учредил первую междунар. премию по астронавтике (см. *Эно-Пельтри — Гирша премия*). Именем Э.-П. назв. кратер на Луне.

ЭНО-ПЕЛЬТРИ — ГИРША ПРЕМИЯ — первая международная премия по астронавтике. Учреждена в 1927 Р. *Эно-Пельтри* и А. Луи Гиршем (A. Louis Hirsch). Присуждалась Комитетом астронавтики при Франц. астрономич. об-ве «за лучшую оригинальную теоретическую или экспериментальную научную работу, способную продвинуть вперёд решение одного из вопросов, от которых зависит реализация межзвёздной навигации, или умножить человеческие познания в одной из отраслей, соприкасающихся с астронавтикой». В 1928—39 премия была присуждена А. А. *Штернфельду* (СССР), Г. *Оберту*, В. *Гоману* (Германия), Н. Дейшу, А. Африкано совм. с Амер. ракетным об-вом, Ф. Малине, Н. Карверу (США), П. Монтаню, Л. Дамблану (Франция).

ЭПАС [от Э(кспериментальный)П(олёт) «А(поллон)» — «С(оюз)»] — совместный экспериментальный полёт американского и советского космических кораблей типа «*Аполлон*» и «*Союз*». Программа Э. была утверждена Соглашением между СССР и США о сотрудничестве в исследовании и использовании космического пространства в мирных целях (24.5.1972).

Для совм. проработки технич. решений были созданы смешанные советско-амер. рабочие группы. Перед сов. и амер. учёными и конструкторами встала необходимость решения комплекса проблем, связанных с обеспечением совместимости средств взаимного поиска и сближения КК, их *стыковочных агрегатов*, СЖО и оборудования для взаимного перехода из одного КК в другой, средств связи и управления полётом, организационной и методологической совместимости.

Совместимость средств поиска и сближения требовала обеспечения взаимодействия систем измерения параметров движения (расстояния между КК, относительной скорости и др.), средств взаимного манёвра и причаливания. Необходимо было также согласовать характеристики, определяющие динамические процессы во время причаливания и стыковки: предельные значения углов рассогласования (отклонение взаимного положения кораблей в момент касания), линейных и угловых скоростей КК в момент причаливания, динамич. характеристик систем управления. Измерение параметров движения КК должно было осуществляться как радиотехническими, так и оптическими средствами.

Для обеспечения совместимости радиотехнич. и оптич. средств поиска и сближения КК «Союз» и «Аполлон» было решено использовать систему «Аполлона» (как активного КК). На КК «Союз» была установлена пассивная часть этой системы — приёмопередатчик, а также осн. и вспомогат. оптич. мишени, унифицированные импульсные световые маяки и бортовые огни ориентации; с помощью спец. покрытий обеспечивались согласованные оптич. характеристики поверхности «Союза».

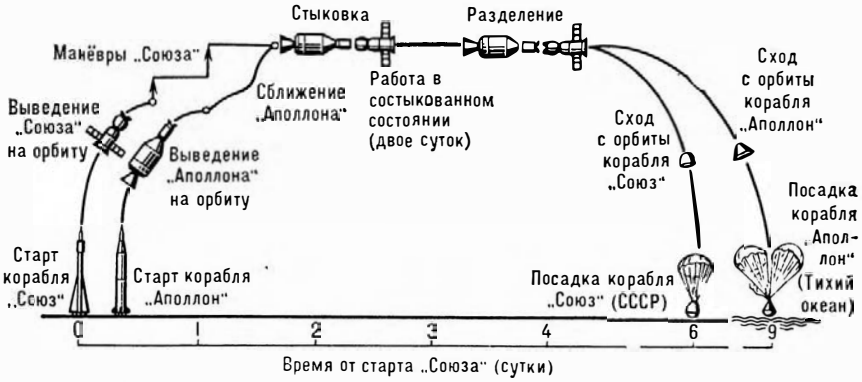


Схема полёта КК «Союз-19» и КК «Аполлон» по программе ЭПАС

Совместимость стыковочных агрегатов требовала согласованности их принципиальной схемы, геометрич. размеров сопрягаемых элементов, действующих на них нагрузок, унификации конструкции силовых замков, герметизирующих устройств. Стыковочные агрегаты, к-рыми были оснащены КК «Союз» и «Аполлон», выполненные по схеме «штырь — конус», не отвечали этим требованиям. Поэтому были разработаны новые андрогинно-периферийные стыковочные агрегаты, отвечающие требованиям совместимости (см. *АПАС*).

СЖО кораблей «Союз» и «Аполлон» совершенно несовместимы прежде всего из-за принципиального различия атмосферы жилых отсеков. Непосредственный взаимный переход невозможен также потому, что системы кондиционирования КК построены на разных принципах, в связи с чем сообщение между собой атмосфер КК привело бы к расстройству автоматики регулирования этих систем. Для обеспечения совместимости СЖО и средств перехода был создан специальный *переходный тоннель*, к-рый выводился на орбиту вместе с КК «Аполлон». При переходе экипажей из корабля в корабль в переходном тоннеле создаётся атмосфера, соответствующая атмосфере того жилого отсека, в который осуществляется переход.

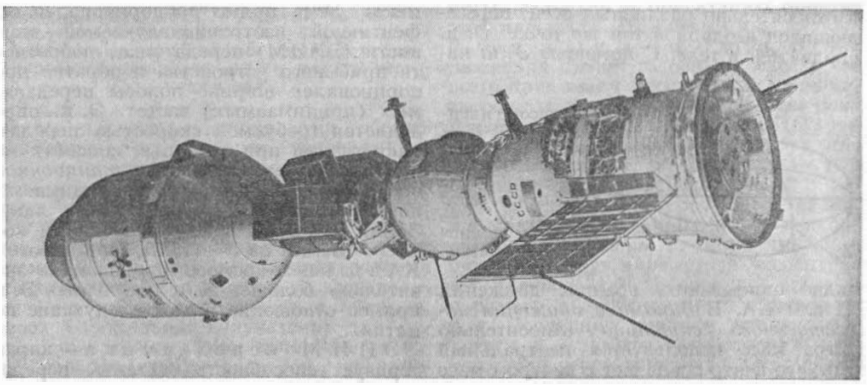
Для выполнения условий совместимости средств связи и управления в радиосистемах КК и наземных пунктов были согласованы радиочастоты, вид радиочастотной модуляции, чувствительность приёмного и передающего устройства и др.

Для обеспечения организационной и методологической совместимости потребовалось решение вопросов взаимодействия Центров управления полётом, располож. на разных континентах (особенно для случаев отклонений от нормальных режимов в работе КК и экипажей), выработки единой модели гравитац. поля Земли и модели верхних слоёв атмосферы, унификации терминологии, условных обозначений и т. д.

Экипажи прошли совм. тренировку на тренажёрах КК в *Центре подготовки космонавтов* им. Ю. А. Гагарина (СССР) и в *Центре пилотируемых полётов* им. Л. Джонсона (США).

Осн. цели Э.: испытание элементов совместной системы сближения на орбите, в т. ч. андрогинных периферийных стыковочных агрегатов; проверка техники взаимного перехода космонавтов из корабля в корабль; выполнение определ. совм. действий сов. и амер. экипажей в состыкованном положении кораблей; накопление опыта в проведении совм. полётов КК СССР и США, включая, в случае необходимости, оказание помощи в аварийных ситуациях. Кроме того, в задачи Э. входили изучение возможности управления ориентацией состыкованных КК, связи (межкорабельной), а также координация действий амер. и сов. Центров управления полётом. В процессе подготовки полёта сов. и амер. конструкторами был решён комплекс сложных проблем по обеспечению совместимости средств

Состыкованные корабли «Союз-19» и «Аполлон» в полёте



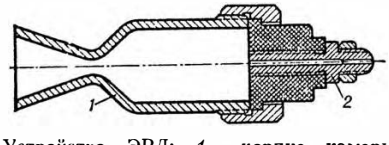
взаимного поиска и сближения КК, их стыковочных агрегатов, СЖО, средств связи и управления полётом и т. д.

15.7.1975 в 15 ч 20 мин (время московское) с космодрома *Байконур* был запущен КК «Союз-19» с космонавтами А. А. *Леоновым* и В. Н. *Кубасовым*, а в 22 ч 50 мин с *Восточного испытательного полигона* (мыс Канаверал) — КК «Аполлон» с космонавтами Т. *Стаффордом*, Д. *Слейтоном* и В. *Брандом*. Заданное время старта КК «Союз-19» было выдержано очень точно (отклонение составляло всего 0,005 с). Все операции по выведению КК на орбиту и последующие манёвры также были выполнены с высокой точностью. 17 июля в 19 ч 12 мин (на 36-м витке полёта КК «Союз») была осуществлена стыковка обоих КК. 19 июля на 64-м витке КК «Союз» была проведена расстыковка кораблей, на 66-м витке корабли были вновь состыкованы. Окончательно корабли расстыковались на 68-м витке, после чего их полёт проходил по самостоят. программам. Общее время полёта КК «Союз-19» составило 5 сут 22 ч 30 мин 51,4 с, КК «Аполлон» — 9 сут 1 ч 28 мин, общее время полёта кораблей в состыкованном состоянии — 46 ч 36 мин 44 с. В совм. полёте были проведены следующие науч. исследования и технич. эксперименты: «искусственное солнечное затмение» (изучение с КК «Союз» при затмении Солнца КК «Аполлон» солнечной короны и окружающих КК газов); «ультрафиолетовое поглощение» (измерение концентрации атмосферного кислорода и азота в космосе на высоте полёта); «зонообразующие грибки» (изучение влияния совокупности факторов космич. полёта — невесомость, перегрузки, космич. излучение — на осн. биол. ритмы); «микробный обмен» (исследование обмена микроорганизмами в условиях космич. полёта между членами экипажа и экипажами разных КК); «универсальная печь» (выяснение влияния невесомости на нек-рые металлургич. и кристаллохим. процессы в металлич. и полупроводниковых материалах).

Э.— важный шаг в развитии междунар. сотрудничества в исследовании и использовании космич. пространства в мирных целях. См. вкл. XXI. *К. Д. Бушуев.*

ЭРД — экспериментальный *электротермический ракетный двигатель* (первый в мире), разработанный в 1929—33 в ГДЛ по проекту и под руководством В. П. *Глушко*. Основа работы — электровзрыв твёрдых (углеродные нити, проволоки из алюминия, никеля, вольфрама, свинца и др. металлов) или жидких (ртуть и электролиты) проводников в камере с реактивным соплом. Проводники подавались непрерывно через форсунку, к-рая вместе с корпусом камеры образовывала полюса электрич. разрядной цепи. Импульсное питание ЭРД электроэнергией осуществлялось от установки, состоявшей из трансформатора (100 кВ; 10 кВ·А) с 4 кенотронами и масляными конденсаторами (40 кВ; 4 мкФ). После отработки процесса в открытом пространстве с длительностью работы в импульсном режиме до неск. минут проводились испытания на баллистич. маятнике камеры с соплом.

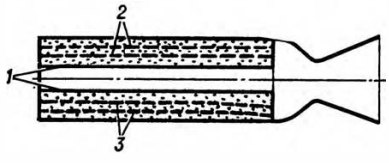
Внешний вид ЭРД



Устройство ЭРД: *1* — корпус камеры с соплом; *2* — форсунка

ЭРИННОФИЛИ́Я КОСМИ́ЧЕСКАЯ (от нем. Erinnerung — воспоминание, память и греч. philéō — люблю) — собирание и изучение памятных документов, посвящённых космическим событиям. К Э. к. относятся пригласительные билеты, афиши, программы конференций, совещаний, газеты и журналы, популярная литература, представляющие интерес для истории космонавтики.

ЭРОЗИО́ННОЕ ГОРЕ́НИЕ в ракетном двигателе твёрдого топлива, турбулентное горение — увеличение *скорости горения* заряда твёрдого ракетного топлива вследствие его обдува продуктами сгорания, движущимися со скоростью выше некоторого порогового значения (100—200 м/с). Э. г. объясняется интенсификацией теплопередачи благодаря как увеличению скорости газового потока, так и его турбулизации. Э. г. наблюдается в нач. период работы РДТТ у зарядов с продольными каналами горения; по мере движения продуктов сгорания их скорость и соответственно «эрозия» каналов возрастают. Со временем площадь каналов увеличивается, в результате чего скорость потока снижается, и явление Э. г. исчезает. В РДТТ с высоким *коэффициентом объёмного заполнения* скорость горения при Э. г. может увеличиться на 20—30%. Развитое Э. г. может привести к опасным пикам давления и неравномерному выгоранию заряда. С целью предотвращения или ослабления Э. г. продольные каналы горения в зарядах выполняются расширяющимися (а не строго цилиндрическими).



Последовательное изменение поверхности заряда РДТТ при нормальном и эрозионном горении: *1* — начальная поверхность; *2* — нормальное горение; *3* — эрозионное горение

ЭРОЗИО́ННЫЙ ЭЛЕКТРИ́ЧЕСКИЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ — вид *электромагнитного ракетного двигателя*.

ЭРО́ЗИЯ МЕТЕО́РНАЯ (от лат. erosio — разъедание) — разрушение внешних поверхностей КА под действием мелких метеорных частиц (космической пыли). В осн. имеет место внеш. Э. м.— испарение и разрушение внеш. стороны оболочки КА, вызванные соударениями с метеорными частицами, движущимися со скоростями в десятки км/с. Масса разрушенного вещества поверхности значительно превосходит массу ударившейся частицы. Так, напр., частица массой 10^{-10}—10^{-11} г при скорости 50 км/с, ударяясь о поверхность (напр., оболочку) КА, испаряет и распыляет массу оболочки в 1000 раз больше своей массы. Кроме того, возможно разрушение оболочки КА с внутр. стороны (энергия, выделяющаяся на внеш. стороне оболочки при попадании частицы, приводит к возникновению волн сжатия, к-рые ведут в нек-рых случаях к растрескиванию и отколам материала с внутр. поверхности оболочки). Поэтому для длительно существующих КА толщина оболочки должна подбираться с учётом Э. м., а материал не должен иметь резких нарушений однородности и непрерывности, приводящих к местным напряжениям. Наиболее опасна Э. м. для поверхностей иллюминаторов, оптич. приборов, СБ и поверхностей со спец. покрытиями для обеспечения теплового режима КА. Защита от Э. м. может быть обеспечена разл. мероприятиями: использованием спец. покрытий для СБ, введением защитных крышек для оптич. приборов; созданием покрытий, не меняющих своих оптич. коэф. при разрушении поверхностного слоя — для *радиационных поверхностей* систем терморегулирования и др. См. *Метеорная опасность*, *Противометеорная защита*.

«ЭРТС» (англ. ERTS, сокр. от Earth Resources Test Satellite — экспериментальный спутник для исследования природных ресурсов) — см. *«Лэндсат»*.

«ЭССА» (англ. ESSA, сокр. от Environmental Science Services Administration — управление по научной информации об окружающей среде) — наименование серии американских эксплуатационных метеорологических ИСЗ для получения изображений облачного покрова Земли (только в дневное время) и измерения теплового излучения Солнца и Земли. «ЭССА» создан на базе ИСЗ *«ТИРОС»*. Для вывода ИСЗ использовались РН «Торад-Дельта». Сведения о запусках ИСЗ «ЭССА» см. в приложении III.

ЭТИЛЕ́НА О́КИСЬ C_2H_4O — бесцветная легколетучая жидкость с запахом эфира; низкокипящее *однокомпонентное ракетное топливо*. Плотн. 884 кг/м³ (при 20 °С), $t_{пл} \approx -111$ °С, $t_{кип} \approx 11$ °С. Токсична (*предельно допустимая концентрация* примерно 1 мг/м³), может вызывать ожоги при попадании на кожу. С воздухом может образовывать взрывчатые смеси, а с медью, латунью, бронзой, серебром, магнием и нек-рыми др. металлами взрывчатые соединения. Совместима с обычными и нержавеющими сталями. В пром-сти получают окислением этилена кислородом воздуха в присутствии катализаторов. Как топливо по эффективности и эксплуатац. характеристикам уступает нитросоединениям. Э. о. применяется в качестве вспомогат. *унитарного ракетного топлива*.

ЭТИ́ЛОВЫЙ СПИРТ C_2H_5OH — важнейший представитель предельных одноатомных спиртов; высококипящее горючее для ЖРД. Бесцветная жидкость со специфич. запахом. Плотн. 794 кг/м³ (при 20 °С), $t_{пл} \approx -114$ °С, $t_{кип} \approx 78$ °С. Слабо токсичен, гигроскопичен, химически стабилен, хорошо смешивается с водой и др. спиртами. Не агрессивен по отношению к конструкц. материалам. В пром-сти получают, напр., синтетич. путём из этилена. Широко применялся в 1930—60 как горючее для ЖРД с содержанием воды 15—25% по массе (с целью удобства охлаждения камеры РД и по экономич. соображениям) в паре с жидким кислородом. Заменён более эффек-

тивными горючими. Э. с. в паре с жидким кислородом, в частности, использовался в ракетах Фау-2, «Викинг», «ГИРД-Х» и др. Как горючее для ЖРД предложен Г. *Обертом* в 1923.

ЭФЕМЕРИ́ДА [от греч. ephēmerís (ephēmerídos) — книжка для ежедневных записей, дневник] — таблица значений координат или переменных параметров, характеризующих движение или физическое состояние естественного или искусственного небесного тела, вычисленных для ряда последовательных моментов времени. Осн. Э., обеспечивающие астрономо-геодезические работы, мор. и возд. навигацию, а также навигацию КК, издаются в форме астрономических ежегодников. Вычисляются на основании *движения теории*.

ЭФФЕКТИ́ВНОСТЬ РАКЕ́ТНОГО ТО́ПЛИВА относительная — характеристика топлива (при использовании его в условиях, оптимальных для выполнения данной задачи), определяемая массой полезного груза, доставляемого данной ракетой в определённый р-н или на орбиту. Э. р. т. устанавливается сравнением результатов применения разл. топлив в сходных условиях на конкретной ракете путём проведения расчётно-конструкторских проработок, подкреплённых экспериментами. Иногда при предварит. оценке новых топлив или при их выборе упрощённо определяется вычислением конечной скорости ракеты или массы полезного груза для заданной конечной скорости по методике, учитывающей из параметров топлива только уд. импульс и плотность. Э. р. т. зависит также от условий его применения. Напр., при использовании на первых ступенях РН более эффективными будут топлива с большей плотностью, а на верхних — с бо́льшим уд. импульсом.

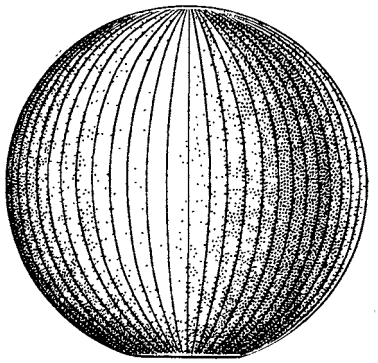
«Э́ХО» (англ. Echo, букв.— эхо) — наименование серии американских надувных ИСЗ для экспериментов по пассивной ретрансляции радиосигналов. Созданы две модели ИСЗ «Э.»:

Модель	Диаметр надутой оболочки, м	Масса, кг	Толщина оболочки, мкм
«Эхо-1»	30	60	13
«Эхо-2»	41	242,7	20

Оболочка «Э.-1» состоит из 82 сегментов плёнки «майлар» (полиэтилентерефталат) с алюм. покрытием, наносимым методом осаждения паров. Покрытие (масса 1,8 кг) обеспечивает для радиоволн частотой до 20 ГГц коэф. отражения порядка 0,98. На диаметрально противоположных точках «экватора» оболочки установлены 2 радиомаяка системы траекторных измерений, используемые также для определения изменения объёма надутой оболочки. Общая масса радиомаяков 0,63 кг, рабочая частота 107,9 МГц, мощность 5 мВт. Электропитание от СБ (70 элементов). Для обеспечения наддува выведенной на орбиту оболочки в неё помещено 4,5 кг бензоидной кислоты и 9 кг антрахинона, к-рые при соединении образуют газы (давление 0,28 Па).

Оболочка «Э.-2» состоит из 106 сегментов плёнки «майлар» (толщина 8,89 мкм), заключённой между двумя слоями алюминиевой фольги (по 4,57 мкм). Благодаря фольге такая оболочка сохраняет шаровидную форму, т. к. она становится жёсткой. Для образования газа в оболочку помещается пиразол ($C_3H_4N_2$). Масса двух радиомаяков (136 МГц; 35 мВт), работающих от СБ, по 5,4 кг. Каждый использует антенну дл. 51 см.

ИСЗ «Э.-1» запускались РН «Тор-Дельта», «Э.-2» — РН «Тор-Аджена». На РН сложенная оболочка размещается в контейнере из магнитного сплава. ИСЗ «Э.-1» запускались 13.5.1960 и 12.8. 1960. Первый запуск был неудачным, при втором ИСЗ вышел на орбиту с выс. в перигее 1520 км, выс. в апогее 1687 км, наклонением 47,3°; период обращения 118,3 мин. Он прекратил существование 23.5.1968. ИСЗ «Э.-2» выведен на орбиту 25.1.1964 с выс. в перигее 1028 км, выс. в апогее 1316 км, наклонением 81, 50 °;



ИСЗ «Эхо»

период обращения 108,95 мин. Он прекратил существование 7.6.1969.

В экспериментах с ИСЗ «Э.-1» участвовали наземные станции США и Великобритании, с ИСЗ «Э.-2» — также сов. станция. Использовались частоты 960; 2000; 2300, 8350 МГц и др.

Ю Я

ЮА-1205 (UA-1205, UT-1, XSR-47) — американский РДТТ, разработанный в 1962—69 фирмой «Юнайтед технолоджи сентер» (United Technology Center). ЮА-1205 используется с 1965 для нач. разгона РН «*Титан*-3С», «Титан-3D», «Титан-3Е» и др. 2 РДТТ, установл. по параллельной схеме, работают со старта РН до выс. 45 км. В первые 105 с работы тяга каждого РДТТ постепенно снижается от нач. значения 5,34 МН до 3,65 МН; в последующие 20 с тяга резко падает до нуля. Суммарный импульс тяги каждого РДТТ ~ 0,5 ГН·с, уд. импульс в пустоте 2610 м/с. Диам. корпуса РДТТ 3,05 м, масса топливного заряда 193 т.

По конструкции ЮА-1205 является секционным РДТТ, состоящим из передней, сопловой и 5 идентичных цилиндрич. секций (выс. по 3,2 м), к-рые соединены в одно целое при помощи механич. замков с устанавливаемыми вручную штифтами-фиксаторами. 85% массы топлива, близкого по составу к используемому в двигателе *СРМ*, сосредоточено в цилиндрич. секциях. Между зарядами отд. секций предусмотрены зазоры размером ~ 8 мм. Передние торцевые поверхности зарядов бронированы, и горение происходит по задним торцам и центральным круглым каналам малой конусности (диаметр выходного отверстия больше диаметра входного на 25 см). В сопловой секции заряд выполнен с центральным круглым каналом, в передней — с каналом звездообразного сечения (здесь установлен воспламенитель пирогенного типа).

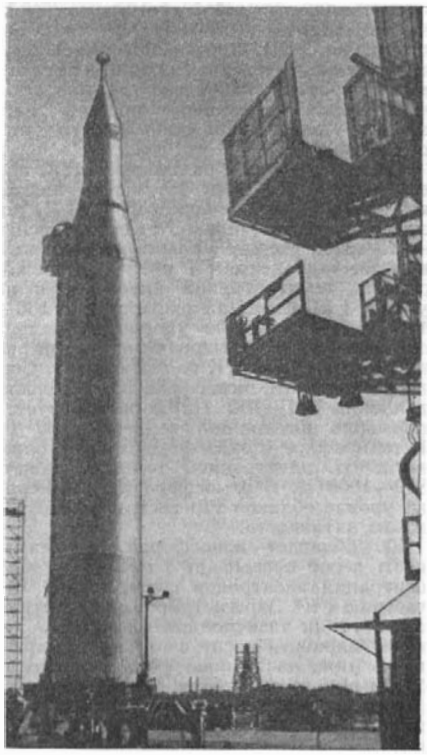
Корпус РДТТ стальной (толщина стенки на цилиндрич. участках ~ 10 мм), с внутр. теплозащитой из бутадиенакрилонитрильного каучука с кварцевым наполнителем. Сопло РДТТ — с наружной стальной стенкой, графитовыми кольцевыми вкладышами в горловине и внутр. теплозащитой из аблирующих материалов (фенопласты, армированные кремнезёмными и др. тканями). Геометрич. степень расширения сопла —8, оно установлено под углом 6° относительно корпуса РДТТ с тем, чтобы вектор тяги проходил через центр тяжести РН. Предусмотрена система управления вектором тяги РДТТ, основанная на впрыске жидкой четырёхокиси азота (вытесняется из бака сжатым азотом) в расширяющуюся часть сопла. На цели управления расходуется ~ 80% общего запаса четырёхокиси азота, составляющего ~ 4 т. Путём впрыска можно обеспечить отклонение вектора тяги РДТТ на угол 6° относительно номин. положения.

ДУ на основе ЮА-1205 содержит также 8 одинаковых РДТТ массой 38 кг каждый, обеспечивающих отделение отработавшего ЮА-1205 от РН. Индекс ЮА-1205 часто распространяется и на ДУ в целом.

«ЮНО́НА-1» (Juno-1) — наименование американских РН, применявшихся в 1958 для запусков ИСЗ типа «Эксплорер». См. «*Юпитер-С*».

«ЮНО́НА-2» (Juno-2) — наименование американской 4-ступенчатой РН; разработана фирмой «Крайслер» (Chrysler); первый пуск с полезным грузом совершён 6.12.1958. Использовалась для запусков КА «Пионер» (первых серий), «Эксплорер», «Бикон». Макс. полезный груз (при выводе на орбиту выс. 500 км) 45 кг. Масса (стартовая) 54 т, дл. 23,16 м, диам. 2,6 м. РН создана на основе баллистич. ракеты «Юпитер», к-рая применялась в качестве первой ступени. Верх. ступени устанавливались на приборном отсеке ракеты «Юпитер» под обтекателем, к-рый защищал их от аэродинамич. нагрева во время прохождения ракеты через плотные слои атмосферы. Вторая ступень (масса 0,33 т) состояла из 11 РДТТ (общая тяга ~80 кН), равномерно располож. по окружности и образующих полый конус. Каждый РДТТ этой ступени имел дл. 1,08 м и диам. 0,127 м; продолжительность работы ~5 с. Вторая ступень устанавливалась на вращающемся основании с подшипником; ниже подшипника (над приборным отсеком первой ступени) находились электродвигатели, к-рые вращали связку РДТТ со скоростью 250—400 об/мин. Вращение обеспечивало стабилизацию верх. ступеней в полёте и начиналось вскоре после взлёта ракеты. Третья ступень (масса ~95 кг) состояла из трёх аналогичных РДТТ (общая тяга ~20 кН), располож. в вершинах равностороннего треугольника. Третья ступень помещалась между двигателями второй ступени. Четвёртая ступень включала один РДТТ (тяга ~7 кН) тех же размеров, что и остальные; после выгорания топлива он отделялся от контейнера с аппаратурой. Для стабилизации РН и выведения последней ступени на заданную траекторию в системах наведения и управления применялась гироскопич. стабилизированная платформа. Программирование полёта производилось перед стартом. В 1958—61 с мыса Канаверал запущено 10 РН «Ю.-2», из них 4 успешно. В дальнейшем РН не использовалась.

РН «Юнона-2» на стартовой позиции

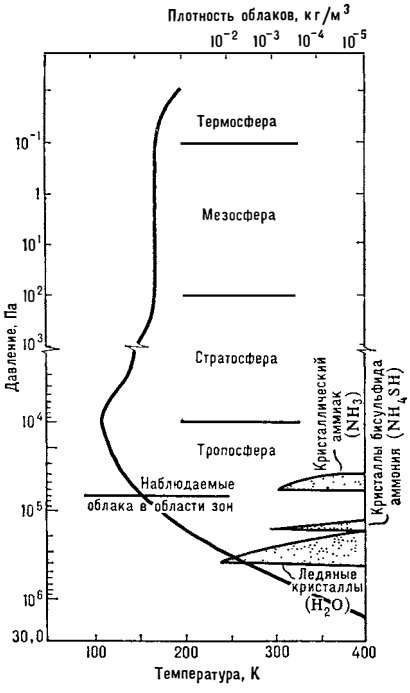


ЮПИ́ТЕР — крупнейшая планета Солнечной системы, пятая по порядку от Солнца. Расстояние Ю. от Солнца изменяется от 4,95 до 5,45 а. е. (740—814 млн. км), ср. расстояние 5,203 а. е. (778 млн. км). Расстояние между Ю. и Землёй колеблется от 588 до 967 млн. км (видимые угловые размеры Ю. при этом изменяются от 50 до 30″). Эксцентриситет орбиты 0,0484, наклон плоскости орбиты к эклиптике 1°18,3′; экватор Ю. наклонён к плоскости его орбиты на 3°5′, т. е. ось вращения Ю. почти перпендикулярна к плоскости орбиты. Период обращения Ю. вокруг Солнца 11,862 года. Ср. скорость по орбите 13,06 км/с. Видимая величина Ю. в ср. противостоянии ок.— 2,3 звёздной величины (уступает в блеске только Венере и Марсу во время великого противостояния). Значение экваториального радиуса ~71 400 км до уровня верхней границы облачного слоя (при давлении атмосферы ~ 100 кПа), сжатие ~ 0,0647. Масса Ю. $1,899 \cdot 10^{27}$ кг (317,8 земной), уточнённое значение отношения массы Солнца к массе Ю. 1047,346 ± 0,004, ср. плотность 1330 кг/м³, ускорение свободного падения на экваторе за вычетом центробежного (к-рое равно 2,25 м/с²) — 23,5 м/с² (2,35 земного), первая космич. скорость на Ю. 43,6 км/с, вторая — 61,7 км/с. Газовая оболочка Ю. изменяет период обращения от зоны к зоне (т. н. дифференциальное вращение). Период обращения тропич. зоны атмосферы 9 ч 50 мин 30 с, полярных зон на 5 мин 11 с медленнее. Определение периода планеты по модуляции декаметрового и дециметрового излучений, связанной с вращением силовых линий её магнитного поля, даёт значение 9 ч 55 мин 29,7 с ± 0,07 с.

На видимом диске Ю. хорошо видны тёмные и светлые полосы, параллельные экватору, получившие назв. поясов и зон, крупнейшие из них — тропич., оттенок их и ширина со временем изменяются. В умеренных юж. широтах плавает, медленно перемещаясь по долготе (примерно 3 оборота за 100 лет), Большое Красное Пятно (БКП) — овал с макс. поперечным размером 30—40 тыс. км. Солнечная постоянная на Ю. 50 Вт/м², освещённость Солнцем ~ 5000 лк. Болометрическое сферич. альбедо 0,42 ± 0,07. Ср. наблюдаемая эффективная темп-ра 125—135 К, к к-рой близка темп-ра наружных облачных слоёв; она больше рассчитанной равновесной, равной 105 К. Заметного различия по темп-ре между дневной и ночной сторонами не обнаружено.

Начало космич. исследованиям Ю. положено полётами амер. КА «Пионер-10» и «Пионер-11», пролетевших около планеты в 1973 и 1974. По возмущениям их орбит уточнена степень сжатия планеты и определены гармоники гравитац. потенциала (до шестой включительно). Эти данные свидетельствуют в пользу жидкостной модели Ю., находящегося в состоянии гидростатич. равновесия на всех уровнях. В марте и июле 1979 пролёты ок. Юпитера осуществили КА «Вояджер-1» и «Вояджер-2», передавшие на Землю высококачеств. ТВ изображения планеты и нескольких её спутников. Были также проведены исследования атмосферы, облачного слоя, параметров магнитного поля, ионосферы и магнитосферной плазмы.

Ю. состоит в осн. из водорода и гелия. Для большинства моделей внутр. строе-



Модель структуры атмосферы и облаков Юпитера

ния принимается, что отношение содержаний водорода и гелия (по массе) на уровне, отвечающем давлению ~ 100 кПа и темп-ре 150—175 К, примерно соответствует солнечному — 3,4 : 1. Граница перехода от мол. водорода к металлическому лежит на глубине 0,75—0,8 радиуса Ю. Это соответствует давлению ~ 300 ГПа.

По совр. представлениям, в центре планеты находится жидкое ядро из металлов и силикатов, окружённое ледяной оболочкой, состоящей из воды и, возможно, аммиака. Радиус центрального ядра составляет менее 0,1 радиуса Ю., масса 3—4% от массы всей планеты, темп-ра в центральной части ядра ~ 25 000К, давление ~ 8000 ГПа. Совокупности имеющихся данных довольно хорошо соответствует модель с примерно адиабатич. температурным градиентом в недрах планеты.

Измерения с КА подтвердили существование значит. теплового потока из недр Ю., хотя и меньшего, чем по данным наземных наблюдений. Т. о., Ю. излучает в космос приблизительно в 2 раза больше энергии, чем получает от Солнца, с чем связано превышение эффективной темп-ры над равновесной. Механизм генерации теплоты до конца не ясен. Вероятными источниками могут быть продолжающееся остывание, обусловливаемый гравитац. сжатием (~1 мм в год) разогрев планеты, непрерывный переход мол. водорода в металлический либо, наконец, «осаждение» гелия из водородно-гелиевого раствора и дрейф гелия к центру планеты.

Об атмосфере Ю. можно говорить в известном смысле условно, как о приблизительно 1000-километровом газовом слое, поскольку планета не обладает поверхностью, отделяющей твёрдую оболочку от газообразной. Давлению 100 кПа соответствует темп-ра (165 ± 5) К. В первом приближении высотный ход темп-ры можно охарактеризовать адиабатич. градиентом. Нижней атмосфере свойственны интенсивные вертик. движения и крупномасштабная циркуляция. Её осн. составляющие — водород, гелий; есть метан, аммиак и вода. Содержание воды определено не очень уверенно (различие достигает двух порядков — от значений 10^{-1} до 10^{-3}%). Содержание CH_4 составляет ~ 0,06%, а NH_3 — менее 0,02%, хотя обе эти составляющие создают сильные полосы поглощения в спектре Ю. Обнаружены также молекулы CO, PH_3, GeH_4, CH_3D, HCN, C_2H_6, C_2H_2. Предполагается, что красноватые и жёлтые оттенки на диске Ю. связаны с присутствием в атмосфере аморфного красного фосфора, водородных и аммонийных полисульфидов и серы, а также, возможно, органич. соединений, образующихся под действием электрич. разрядов в атмосфере.

Цветные изображения облачного слоя, полученные с КА («Пионер-10, -11», «Вояджер-1, -2»), дали сведения об особенностях и структуре облаков, характере движений в атмосфере Ю. Высота облаков различна в хорошо выделяющихся на диске планеты поясах и зонах. Расчётная модель облачного покрова включает три осн. слоя. Верх. (давление 50—100 кПа) состоит из кристаллич. аммиака, промежуточный — из гидросульфида аммония NH_4SH, ниж. (давление неск. кПа) — из кристаллов водяного льда.

Светлые зоны и БКП характеризуются восходящими течениями. Облака в них расположены выше, их поверхностная темп-ра ниже, чем в соседних областях поясов. На границах зон и поясов образуются встречные течения, развивается сильная турбулентность. Природа БКП аналогична обнаруж. на снимках др. красным, белым, голубым пятнам меньшего размера: это метеорологич. явления, представляющие собой громадные устойчивые вихри в атмосфере. Вихревая структура БКП, представляющего собой антициклон, отчётливо различима на снимках. Первостепенный интерес представляет вопрос о механизме подвода энергии и об удивительной стабильности таких образований.

Согласно данным радиоизмерений, при заходе КА за диск Ю. самая низкая темп-ра в его атмосфере (80—120 К) достигается на уровне, где давление ~ 10 кПа. Между уровнями, соответствующими давлениям 1 и 10 кПа, лежит область температурной инверсии, и на уровне 1 кПа темп-ра возрастает до 130—170 К. Эти данные удовлетворительно согласуются с измерениями темп-ры, проводившимися ИК радиометрами. Согласно расчётам, мезосфера Ю. в области давлений 0,1—100 Па характеризуется примерно постоянной темп-рой 180 К. В термосфере и экзосфере темп-ра близка к ср. электронной темп-ре, равной 800—1000 К. В атмосфере Ю. примерно на уровне облаков зарегистрирована грозовая активность.

Ю. обладает ионосферой, протяжённость к-рой превышает 3 тыс. км, а концентрация электронов составляет ~ 10^{11} частиц в 1 м³. Зарегистрированы заметные флуктуации электронной плотности. Эти нерегулярности носят изотропный характер в ниж. части ионосферы, однако на более высоких уровнях обнаруживаются отклонения от равномерного распределения в пространстве, обусловленные магнитным полем планеты.

Уникальный феномен представляет магнитосфера Ю. При наблюдении с Земли её угловой размер составляет ~ 2°. На дневной стороне планеты магнитосфера простирается на 50—100 радиусов Ю. в зависимости от флуктуаций потока солнечного ветра. С ночной стороны магнитный шлейф Ю. тянется больше чем на 5 а. е., т. е. за орбиту Сатурна.

Дипольное магнитное поле Ю. имеет напряжённость 318 А/м на экваторе (на уровне с давлением ~ 100 кПа). Магнитная ось наклонена к оси вращения планеты на (10,2 ± 0,6)°. Напряжённость поля у полюсов составляет 1105 А/м (у сев.) и 1063 А/м (у юж.). Дипольный характер магнитного поля сохраняется примерно до расстояния в 15 радиусов Ю., хотя заметный вклад вносят квадрупольная и октупольная составляющие. Дальше заметное влияние на конфигурацию поля оказывают заряж. частицы, захваченные магнитным полем планеты. Они вращаются вместе с планетой. В результате вокруг Ю. образуется «магнитный диск», во внешних областях которого магнитные силовые линии, возможно, не замкнуты, а сам диск на больших расстояниях, вероятно, отклоняется от плоскости, перпендикулярной оси вращения планеты.

Магнитосфера Ю. во мн. чертах аналогична земной, увеличенной в ~ 100 раз. Протоны и электроны внутри магнитосферы образуют радиац. пояса. В этих поясах генерируется дециметровое излучение Ю. Механизм дециметрового излучения — синхротронный; оно образуется при движении захваченных электронов в тороидальной области на расстоянии 1,5—6 радиусов Ю. Энергия этих электронов ~ 10 МэВ. В свою очередь, всплески декаметрового излучения на частоте 8 МГц, вероятно, связаны с плазменными нестабильностями ионосферы. Ю. излучает также в метровом диапазоне радиоволн.

В магнитосфере Ю., представляющей собой микроаналог пульсара, происходит мощное ускорение электронов, к-рые проникают до орбиты Земли. Их энергия 3—30 МэВ. Как внутри, так и вне магнитосферы потоки ускоренных электронов характеризуются ~10-часовой периодичностью, к-рая соответствует периоду вращения Ю. Это даёт основание предполагать, что найденные вариации отражают взаимодействие солнечной плазмы с магнитосферой Ю.

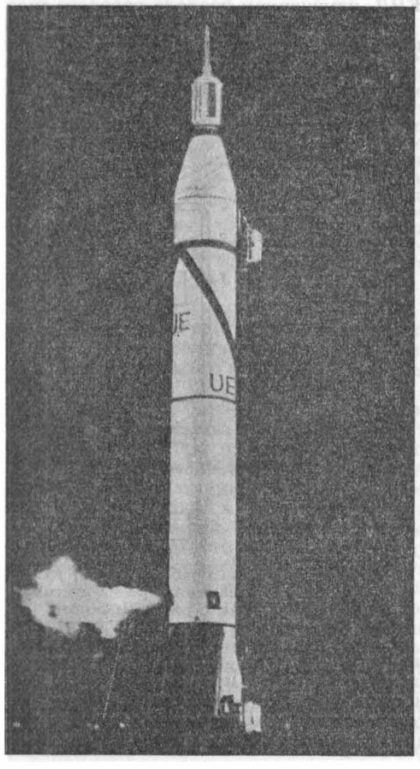
На кон. 1983 у Ю. открыто 15 спутников. Четыре самых крупных (Ио, Европа, Ганимед, Каллисто) открыты в 1610 Г. Галилеем и наз. галилеевыми. В *либрационных точках* орбиты Ю. движутся астероиды (9 впереди и 5 позади Ю.) — «троянцы». Ю. оказывает сильное возмущающее воздействие на периодич. кометы, движущиеся по вытянутым орбитам между Солнцем и внеш. областями Солнечной системы. У Ю. обнаружено кольцо, внеш. край к-рого находится на расстоянии 55 тыс. км от верх. границы облаков. Ширина кольца ~ 6 тыс. км, толщина ~ 1 км; оно состоит из частиц, обладающих низким альбедо, диапазон размеров к-рых оценивается от неск. мкм до неск. м.

По результатам пролётов КА получены следующие отношения масс галилеевых спутников к массе Ю. и значений их диаметров: $(4{,}684 \pm 0{,}022) \cdot 10^{-5}$ и диам. (3640 ± 30) км для Ио; $(2{,}523 \pm 0{,}025) \times 10^{-5}$ и диам. (3130 ± 30) км для Европы; $(7{,}803 \pm 0{,}030) \cdot 10^{-5}$ и диам. (5280 ± 30) км для Ганимеда; (5,661 ± 0,019)×

$\times 10^{-5}$ и диам. (4840 ± 30) км для Каллисто. Их плотности последовательно убывают с ростом расстояния от Ю.: 3530 кг/м³ (Ио), 3030 кг/м³ (Европа), 1930 кг/м³ (Ганимед), 1790 кг/м³ (Каллисто). Это отражает особенности их внутр. строения: Ио целиком состоит из «скальных» пород, в то время как Европа на 20%, Ганимед на 40% и Каллисто почти наполовину состоят из водяного льда. На Ио открыта сильная вулканич. деятельность; совр. активный вулканизм, вероятно, объясняется приливной диссипацией энергии из-за наличия соизмеримостей в движении галилеевых спутников в гравитационном поле Ю. Зарегистрированы мощные выбросы серы из вулканов (на высоту до 250 км со скоростью 1 км/с); толстый (в неск. км) слой серы и двуокиси серы предположительно покрывает поверхность Ио, придавая ему красно-оранжевую окраску. Поверхность Европы ледяная, выровненная, с многочисл. широкими протяжёнными трещинами. Поверхности Ганимеда и Каллисто также в осн. ледяные, с обширными отложениями и выходами тёмного материала, сильно кратерированные (особенно Каллисто); в формировании наблюдаемых структур значит. роль, по-видимому, играла в прошлом тектонич. деятельность.

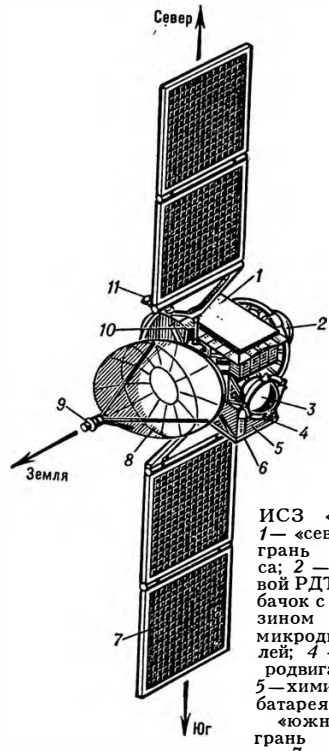
У Ио обнаружены атмосфера и ионосфера, состоящая в осн. из ионов серы и натрия, а вдоль орбиты спутника образуется газовый тор. Ионосфера, очевидно, создаётся за счёт ударной ионизации атмосферных атомов заряж. частицами магнитосферы Ю. В свою очередь, сами спутники вносят заметное возмущение в магнитосферу: ионосфера Ио вызывает модуляцию радиоизлучения Ю. Между тором Ио и магнитосферой Ю. в полярных областях образуются сильные электрич. поля, приводящие к ускорению заряж. частиц и их высыпанию в атмосферу Ю. с возникновением полярных сияний, сопровождаемых мощными водородными эмиссиями. См. вкл. VII, XXXII, XXXIII. *М. Я. Маров.*

РН «Юпитер-С» на стартовой позиции



«ЮПИТЕР-С», «Ю н о н а - 1» — наименование американской 4-ступенчатой исследовательской РН; разработана Редстоунским арсеналом армии США в 1958. Использовалась для запуска первых четырёх ИСЗ «Эксплорер». Макс. полезный груз (при выводе на орбиту выс. 500 км) 13,6 кг. РН создана на базе баллистич. ракеты «Редстоун», осн. данные к-рой следующие: стартовая масса 25,4 т, масса топлива (окислитель — жидкий кислород и горючее — спирт) 18,1 т, тяга ЖРД 340 кН. Подача топлива осуществляется с помощью ТНА, работающего на продуктах разложения перекиси водорода. Топливные баки — несущие. Дл. 19,2 м, диам. 1,78 м, имеются 4 аэродинамич. стабилизатора. Однако РН «Ю.-С» имеет ряд существенных отличий: удлинённые топливные баки, применение вместо спирта керосина, который в паре с жидким кислородом обеспечивал тягу 370 кН. РН имела инерциальную систему управления. 2-я ступень состояла из 11 РДТТ (дл. 1,37 м, диам. 0,15 м), соединённых в цилиндрическую связку диам. 0,76 м, имела массу 0,33 т, тягу ~ 80 кН и продолжительность работы двигателей 5 с. 3-я ступень состояла из 3 РДТТ, имела массу ~ 95 кг, тягу ~ 20 кН. Размещалась телескопически внутри связки двигателей 2-й ступени. 4-я ступень имела массу 27 кг, РДТТ с тягой 7 кН и не отделялась от ИСЗ (масса вместе с ИСЗ после выгорания топлива 13,6—17,4 кг, дл. 2 м, диам. 0,15 м). 2-я и последующие ступени не имели системы управления, стабилизация их в полёте обеспечивалась вращением, раскрутка производилась специальным механизмом перед отделением от 1-й ступени. В 1958 с мыса Канаверал осуществлено 6 запусков РН «Ю.-С», из них три успешных. В дальнейшем РН не использовалась.

«ЮРИ» (япон., букв.— лилия) — наименование японского ИСЗ для экспериментов в области телевизионного вещания и для исследования распространения радиоизлучений диапазона К; имеет также название «БСЭ». Изготовлен для Японии амер. фирмой «Дженерал электрик» (General Electric). Масса ИСЗ 878 кг. Электропитание от СБ (общая площадь 9,6 м²). Мощность (непосредственно после выхода на орбиту) не менее 970 Вт, в конце расчётного периода активного существования (3 года) — не менее 780 Вт. В трёхосной системе ориентации используются солнечный датчик, три маховика и микродвигатели, работающие на продуктах разложения гидразина. Эти же микродвигатели служат для коррекции стационарной орбиты. Для перевода ИСЗ с переходной орбиты на стационарную предусмотрен бортовой РДТТ. На ИСЗ установлены два ретранслятора, работающие в диапазоне К (частота приёма 14,25—14,30 и 14,35—14,43 ГГц, передачи 11,95—12,00 и 12,05—12,13 ГГц). Усилитель каждого ретранслятора имеет мощность 100 Вт. ИСЗ «Ю.» выведен 7.4.1978 РН «Торад-Дельта» на стационарную орбиту над 110° в. д. Наземный комплекс для проведения экспериментов с использованием ИСЗ «Ю.» включает гл. станцию, располож. на расстоянии ок. 100 км от Токио, и мобильные станции двух типов (диаметр отражателей антенн соответственно 13, 4,5 и 2,5—3 м).



ИСЗ «Юри»: *1* — «северная» грань корпуса; *2* — бортовой РДТТ; *3* — бачок с гидразином для микродвигателей; *4* — микродвигатель; *5* — химическая батарея; *6* — «южная» грань корпуса; *7* — панель солнечных батарей; *8* — антенна ретрансляционной системы; *9* — турникетная антенна командной и телеметрической систем; *10* — привод панели *7*; *11* — солнечный датчик

ЯДЕРНАЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКАЯ УСТАНОВКА (ЯЭУ) — осуществляет преобразование тепловой энергии, выделяющейся в ядерном реакторе, в электрическую. В *системах энергопитания* КА в ЯЭУ могут использоваться как статич. *термоэлектрические преобразователи* или *термоэмиссионные преобразователи* (см. *Реактор-электрогенератор*), так и динамич. преобразователи с электромашинным генератором (см. *Электромашинная энергетическая установка*), а также *магнитогидродинамические преобразователи*. В ЯЭУ с приводом от паровой турбины (рис. 1), работающей по т. н. циклу Ренкина, тепловая энергия, выделяемая в активной зоне реактора, передаётся потоку теплоносителя первого контура (напр., жидкого лития, прока-

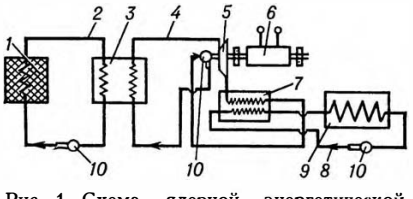


Рис. 1. Схема ядерной энергетической установки с динамическим паротурбинным преобразователем: *1* — реактор; *2* — контур с жидкометаллическим теплоносителем; *3* — парогенератор жидкого металла; *4* — контур с паротурбинным преобразователем; *5* — турбина; *6* — электромашинный генератор; *7* — теплообменник-конденсатор; *8* — контур отвода теплоты; *9* — холодильник-излучатель; *10* — насос для прокачки теплоносителя

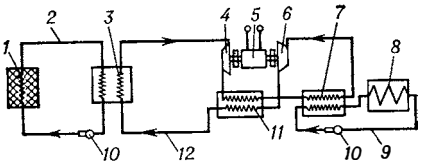


Рис. 2. Схема ядерной энергетической установки с динамическим газотурбинным преобразователем: *1* — реактор; *2* — контур с жидкометаллическим теплоносителем; *3* — теплообменник для подвода теплоты к газу; *4* — турбина; *5* — электромашинный генератор; *6* — компрессор; *7* — теплообменник для отвода теплоты; *8* — холодильник-излучатель; *9* — контур отвода теплоты; *10* — насос для прокачки теплоносителя; *11* — теплообменник-регенератор; *12* — контур с газотурбинным преобразователем

чиваемого через реактор насосом) и подводится к парогенератору, в к-ром испаряется рабочее тело второго контура (напр., ртуть или жидкий калий), подаваемое на турбину. Электромашинный генератор, приводимый во вращение турбиной, вырабатывает электрич. энергию. Из турбины пар поступает в конденсатор, где превращается в жидкость за счёт отдачи теплоты теплоносителю третьего контура (органич. жидкость, жидкий сплав натрия с калием и т. п.); конденсат подаётся насосом через регенератор вновь в парогенератор. Для сброса отработанной теплоты в космос в третьем контуре имеется холодильник-излучатель.

Аналогично работает газотурбинная ЯЭУ (рис. 2), работающая по т. н. циклу Брайтона. В отличие от паротурбинной ЯЭУ, в качестве рабочего тела в такой ЯЭУ используется газ, напр. гелий или гелий-ксеноновая смесь, а вместо насоса — компрессор. Для увеличения кпд газотурбинной ЯЭУ служит теплообменник-регенератор. Схема такой ЯЭУ может быть трёхконтурной (с выносом теплоты из реактора жидкометаллич. теплоносителем) и двухконтурной (с выносом теплоты из реактора рабочим газом).

Разработаны также ЯЭУ с термоэлектрич. преобразователями, в к-рых теплоноситель осуществляет нагрев горячих спаев термоэлектрич. преобразователей, а охлаждение холодных спаев осуществляется непосредств. сбросом теплоты в космос излучением.

В ЯЭУ с реактором-электрогенератором и термоэмиссионными преобразователями используется контур, обеспечивающий отвод теплоты с анодов термоэмиссионных преобразователей на промежуточный теплообменник (напр., *тепловая труба*), с к-рого теплота передаётся к холодильнику-излучателю вторым контуром. ЯЭУ могут быть выполнены в широком диапазоне мощности — от единиц до сотен и тысяч кВт.

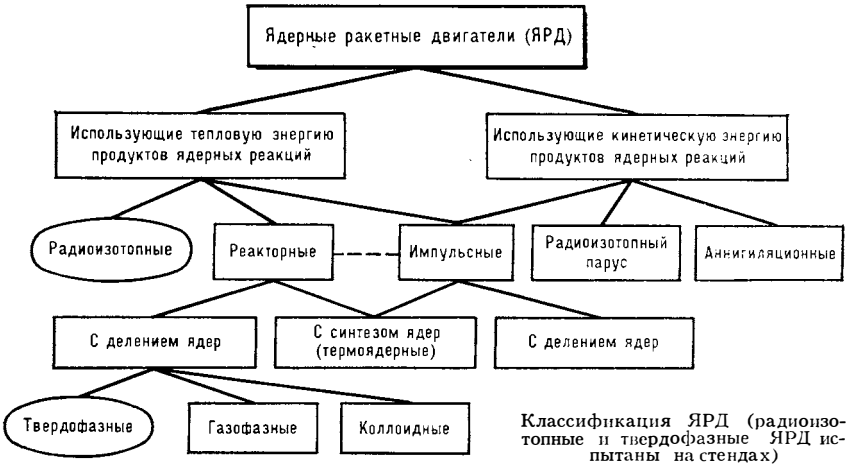
ЯЭУ могут найти применение на КА с большим уровнем энергопотребления (напр., на КА с ЭРД, ИСЗ непосредств. ТВ, орбитальных станциях). Для мощности 5—25 кВт рационально применение ЯЭУ с термоэлектрич. преобразователями, до 100—200 кВт — ЯЭУ с динамич. преобразователями, св. 300—500 кВт — ЯЭУ с термоэмиссионными преобразователями. Уд. масса ЯЭУ (на ед. мощности) в зависимости от уровня мощности, типа преобразователя и массы требуемой *радиационной защиты* может изменяться от 2—5 до 100—200 г/Вт.

С. А. Худяков, В. П. Полуэктов.

Я́ДЕРНОЕ РАКЕ́ТНОЕ ТО́ПЛИВО — вещество (или совокупность веществ), используемое в реакторах *ядерных ракетных двигателей* для осуществления ядерной цепной реакции деления (в перспективе синтеза и, может быть, аннигиляции).

Я́ДЕРНО-ЭЛЕКТРИ́ЧЕСКАЯ РАКЕ́ТНАЯ ДВИ́ГАТЕЛЬНАЯ УСТАНО́ВКА — ДУ, содержащая *электрический ракетный двигатель* и питающую его *ядерную энергетическую установку*.

Я́ДЕРНЫЙ РАКЕ́ТНЫЙ ДВИ́ГАТЕЛЬ (ЯРД), атомный ракетный двигатель — *ракетный двигатель*, работающий на ядерном ракетном топливе. Достоинство ЯРД — в высоком *удельном импульсе тяги*, недостижимом для хим. РД. Это объясняется возможностью выбора в качестве *рабочего тела* РД низкомолекулярных веществ (прежде всего жидкого водорода) и большой энергией ядерных реакций. ЯРД классифицируются по виду происходящих реакций, способу использования выделяющейся энергии и т. д.



Классификация ЯРД (радиоизотопные и твердофазные ЯРД испытаны на стендах)

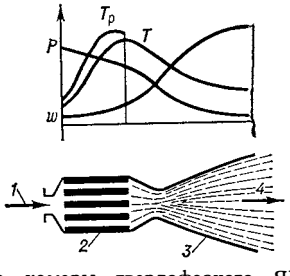


Схема камеры твердофазного ЯРД и изменение параметров рабочего тела по её длине: *1* — рабочее тело от турбонасосного агрегата; *2* — ядерный реактор; *3* — сопло; *4* — струя высокотемпературного газа; *w* — скорость; *p* — давление; *T* — температура; T_p — температура тепловыделяющих элементов реактора

В нач. 80-х гг. осн. тип ЯРД — твердофазный — с твердофазным *реактором* деления. В нём тепловая энергия продуктов деления ядерного горючего, находящегося в твёрдом состоянии, используется для превращения исходного рабочего тела в высокотемпературный газ, при истечении к-рого из реактивного сопла создаётся тяга. По аналогии с ЖРД рабочее тело ЯРД хранится в жидком состоянии в баке ДУ, и его подача производится при помощи ТНА. Газ для привода последнего получается нагревом осн. рабочего тела в реакторе (напр., в газогенераторных *тепловыделяющих элементах*). Сопло, ТНА и мн. др. агрегаты ЯРД аналогичны соответствующим элементам ЖРД. Принципиальное отличие ЯРД от ЖРД заключается в наличии ядерного реактора вместо камеры сгорания.

Запуск ЯРД длится 1—2 мин и начинается с пуска реактора. Эта операция занимает неск. десятков с; она ограничена по времени быстродействием системы регулирования реактора и допустимыми по термонапряжениям градиентами изменения темп-ры в элементах конструкции реактора. После прогрева реактора начинается подача рабочего тела и включается ТНА. На осн. режиме система регулирования должна поддерживать предельно допустимую темп-ру рабочего тела для получения макс. уд. импульса. Изменение тяги производится, как и в ЖРД, изменением расхода рабочего тела.

Работающий реактор является мощным источником радиации — нейтронного и гамма-излучения, к-рое без принятия спец. мер может привести к недопустимому нагреву рабочего тела (в баках) и конструкции, охрупчиванию и разрушению материалов, нарушению электроизо-

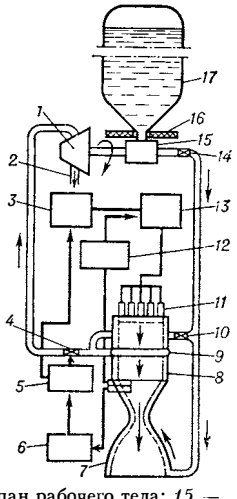
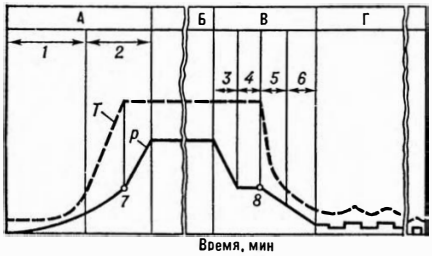
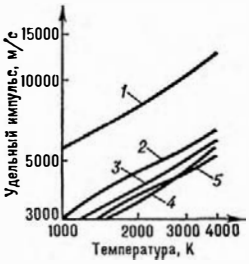


Схема двигательной установки с ЯРД: *1* — газовая турбина; *2* — выпускной патрубок; *3*, *13* — блоки управления мощностью реактора; *4* — регулятор частоты вращения турбины; *5* — блок управления тягой; *6* — датчик давления газа на выходе из реактора; *7* — сопло; *8* — ядерный реактор; *9* — коллектор отбора газа на привод турбины; *10* — регулятор температуры газа для турбины; *11* — орган управления реактором; *12* — датчик температуры газа на выходе из реактора; *14* — главный клапан рабочего тела; *15* — насос; *16* — радиационный защитный экран; *17* — бак с рабочим телом

ляции, выходу из строя аппаратуры, полезного груза, лучевому поражению экипажа КК. Снижение потока радиации достигается установкой в реакторе, а также между ним и баком рабочего тела радиационных защитных экранов (защиты), выполняемых из комбинации разл. металлов и их соединений (свинец, вольфрам, бор, кадмий, гидрид лития и др.). Т. к. в защитных экранах происходит значит. тепловыделение, то предусматривается их охлаждение (рабочим телом). Защита вместе с реактором составляет осн. массу ЯРД. При уменьшении тяги ЯРД от неск. МН до неск. кН его уд. масса, с учётом защиты, увеличивается с единиц до десятков г/Н. На КК необходимо также предусматривать биол. защиту ка-



Циклограмма работы ЯРД (*T* и *p* — соответственно температура и давление рабочего тела на выходе из реактора): А — пуск ЯРД (1—5 мин); Б — основной режим работы (0,5—30 мин); В — выключение (1—3 мин); Г — охлаждение реактора (неск. ч — неск. сут); *1* — открытие главного клапана, подача рабочего тела и температурная стабилизация конструкции, пуск и разогрев реактора, раскрутка турбонасосного агрегата; *2* — набор тяги; *3* — выход ЯРД на режим конечной ступени; *4* — режим конечной ступени; *5* — выключение реактора; *6* — останов турбонасосного агрегата; *7* — начало управления тягой; *8* — окончание управления тягой



Изменение теоретического удельного импульса ЯРД для различных рабочих тел в зависимости от температуры их нагрева (давление на входе в сопло 10 МПа): *1* — водород; *2* — метан; *3* — аммиак; *4* — гидразин; *5* — этиловый спирт

бины экипажа, к-рая может совмещаться с защитой от космич. радиации. Защитные экраны заметно ухудшают массовые характеристики КА.

Реакторное излучение вызывает наведённую, т. е. искусств. радиоактивность конструкции. Она приводит к значит. остаточному тепловыделению в элементах реактора после выключения ЯРД, к-рое может длиться неск. ч или сут и вызывать расплавление частей реактора. Поэтому в ЯРД многократного включения предусматривается расхолаживание конструкции реактора (путём непрерывной или периодич. прокачки рабочего тела) после каждого рабочего цикла. Для указанных ЯРД следует учитывать также возможность «отравления» реактора из-за накопления в его активной зоне радиоактивных продуктов распада (прежде всего ксенона), сильно поглощающих тепловые нейтроны. Содержание этих продуктов достигает максимума примерно через 10 ч после выключения ЯРД.

Хотя работающий ЯРД представляет опасность для обслуживающего персонала, через сутки после его выключения можно без всяких средств индивидуальной защиты находиться неск. десятков мин на расстоянии 50 м от ЯРД и даже подходить к нему. Простейшие средства защиты позволяют входить в рабочую зону ЯРД вскоре после испытаний. Уровень заражения стартовых комплексов и окружающей среды, по-видимому, при принятии необходимых мер не будет являться непреодолимым препятствием к использованию ЯРД на нижних ступенях РН. Проблема радиац. опасности в значит. степени смягчается тем обстоятельством, что водород — основное рабочее тело ЯРД — практически не активируется в реакторе, и поэтому реактивная струя ЯРД не более опасна, чем струя ЖРД.

Практич. разработки твердофазных ЯРД, начатые в сер. 50-х гг., привели к созданию в конце 60-х гг. стендовых образцов ЯРД с тягой неск. сотен кН. Их рабочим телом является водород — по той причине, что, как и в случае ЖРД, значение уд. импульса ЯРД обратно пропорционально квадратному корню из значения молекулярной массы рабочего тела перед реактивным соплом. Как и в ЖРД, значение уд. импульса ЯРД прямо пропорционально квадратному корню из значения темп-ры рабочего тела перед соплом. Энергия реакций деления позволяет в принципе нагреть рабочее тело в реакторе до темп-р, намного бо́льших, чем существующие в камерах сгорания ЖРД. В твердофазном ЯРД, однако, можно получить темп-ру лишь ~ 3000 К, поскольку дальнейший нагрев рабочего тела ограничен прочностью тепловыделяющих элементов, темп-ра к-рых на 200—300 К выше темп-ры рабочего тела (в ЖРД темп-ра конструкции, наоборот, намного ниже, чем темп-ра рабочего тела). Но и в этом случае уд. импульс ЯРД составляет ~ 9 км/с — вдвое больше, чем у лучших совр. ЖРД.

Выгоды от использования ЯРД вместо ЖРД несколько снижаются из-за относительного возрастания массы конструкции КА, обусловленного наличием ядерного реактора, радиац. защиты и, наконец, массивного теплоизолированного бака для жидкого водорода (в кислородно-водородном топливе ЖРД этого продукта содержится лишь 14—18%). *Циолковского число* для ракетных ступеней с кислородно-водородными ЖРД составляет 7—8, а с применением ЯРД снижается до 3—5. Тем не менее использование ЯРД вместо ЖРД на верхних ступенях РН позволило бы удвоить массу КА, доставляемых на поверхность Луны и посылаемых к Марсу, Юпитеру, Сатурну. Экспедиция на Марс, весьма проблематичная при использовании хим. РД, становится осуществимой при оснащении КК твердофазными ЯРД. Такой КК должен иметь массу на околоземной орбите ~ 1000—1500 т, включая неск. разгонных ЯРД с тягой по 0,5—1 МН, уд. импульсом ~ 8200 м/с и временем работы 30—60 мин, тормозной ЯРД для вывода КК на орбиту Марса, разгонный ЯРД для возврата к Земле и марсианский экспедиц. КК с посадочным и взлётным ЖРД. Полёт рассчитан на срок 1,5—2 года.

В стадии науч. и инж. исследований — проблема создания *газофазного ядерного ракетного двигателя* (с реактором деления), в к-ром предполагается получить

Дж. Янг

М. К. Янгель

уд. импульс до 25 км/с и более. Пилотируемый КК с нач. массой на околоземной орбите в 2000 т, оснащённый газофазным ЯРД с тягой в 250 кН и уд. импульсом 50 км/с, смог бы совершить облёт Марса за 2 мес; при этом ЯРД должен проработать ок. 100 ч. Менее перспективным по сравнению с газофазным представляется *коллоидный ядерный ракетный двигатель*, занимающий по своим характеристикам промежуточное положение между твердофазным и газофазным ЯРД. Ниж. предел тяги упомянутых ЯРД ограничен, как правило, значением в неск. кН. Напротив, *радиоизотопный ракетный двигатель* относится к микродвигателям: в экспериментальных образцах получена макс. тяга ~ 1 Н. Проблематичным представляется *термоядерный ракетный двигатель*. *Импульсные ядерные ракетные двигатели*, создающие тягу за счёт периодич. ядерных взрывов, находятся в стадии инженерно-технич. разработки. К гипотетич. ЯРД относятся нек-рые виды *фотонных ракетных двигателей* и *радиоизотопный парус*.

В. И. Прищепа, В. Н. Хазов.

ЯНГ (Young) Джон (р. 1930) — космонавт США, капитан 1-го ранга ВМС в отставке. В 1952 окончил Технологич. ин-т в Атланте (шт. Джорджия), получив степень бакалавра наук по авиац. технике. Служил в ВМС. В 1959—62 лётчик-испытатель. В 1962 установил мировые рекорды скоростного подъёма на истребителе на выс. 3 и 25 км. С 1962 в группе космонавтов НАСА. 23.3.1965 совм. с В. *Гриссомом* совершил полёт на КК «Джемини-3» в качестве второго пилота. Полёт продолжался 4 ч 53 мин. 18—21 июля 1966 совм. с М. *Коллинзом* совершил полёт на КК «Джемини-10» в качестве командира. В полёте проводилась стыковка с ракетой-мишенью «Аджена-10», двигатели к-рой использовались для изменения орбиты КК. После отделения от «Аджены-10» произошла встреча КК «Джемини-10» и ракеты-мишени «Аджена-8». Полёт продолжался 2 сут 22 ч 46 мин 39 с. 18—26 мая 1969 совм. с Т. *Стаффордом* и Ю. *Сернаном* совершил облёт Луны в качестве пилота осн. блока КК «Аполлон-10». После 61 ч 40 мин пребывания на окололунной орбите (на 32-м витке) КК перешёл на траекторию полёта к Земле. Была доказана возможность осуществления безопасных и точных пилотируемых полётов в окрестности Луны и выбраны места посадок для будущих экспедиций. Полёт продолжался 8 сут 3 мин 23 с. 16—27 апр. 1972 совм. с Ч. *Дьюком* и Т. *Маттингли* совершил полёт на Луну в качестве командира КК «Аполлон-16». Лунная кабина с Я. и Дьюком произвела посадку на Луну в р-не кратера Декарт 21.4.1972. На Луне Я. пробыл 71 ч 14 мин, включая 3 выхода

на её поверхность общей длительностью 20 ч 14 мин. При передвижении по Луне Я. и Дьюк пользовались луноходом. Полёт продолжался 11 сут 1 ч 51 мин 5 с. 12—14 апр. 1981 совм. с Р. *Криппеном* совершил первый испытат. полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Колумбия») в качестве командира. Полёт продолжался 2 сут 6 ч 20 мин 52 с. 28 нояб.— 8 дек. 1983 совм. с Б. *Шоу*, Р. *Паркером*, О. *Гэрриотом*, Б. *Лихтенбергом*, У. *Мербольдом* совершил полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Колумбия») в качестве командира. Полёт продолжался 10 сут 7 ч 47 мин. За 6 рейсов в космос налетал 34 сут 19 ч 22 мин 59 с. Почётный доктор права Зап. ун-та и почётный доктор прикладных наук Технологического университета (шт. Флорида). Чл. Американского института аэронавтики и астронавтики. Награждён Почётной медалью Конгресса США по космонавтике, 2 золотыми медалями НАСА «За исключительные заслуги», 2 золотыми медалями НАСА «За выдающиеся заслуги», золотой медалью им. Ю. А. Гагарина, Почётным дипломом им. В. М. Комарова (ФАИ). С 1974 командир группы космонавтов США в Центре пилотируемых полётов им. Л. Джонсона.

ЯНГЕЛЬ Михаил Кузьмич (1911—71) — советский учёный, конструктор в области ракетно-космической техники, академик АН СССР (1966), дважды Герой Социалистического Труда (1959, 1961). Чл. КПСС с 1931. В 1937 окончил МАИ им. С. Орджоникидзе. Работал в КБ Н. Н. Поликарпова (до 1944); принимал участие в разработке истребителей И-16, И-17, двухмоторного истребителя для сопровождения дальних бомбардировщиков и др. самолётов. С 1944 работал в КБ Ар. И. Микояна и В. М. Мясищева. В 1950 окончил Академию авиац. пром-сти; в 1952—54 директор НИИ. С 1954 гл. конструктор КБ. Я. создал новое направление и свою школу в разработке ракет и КА разл. назначения, внёс существенный вклад в развитие междунар. сотрудничества социалистич. стран в области спутниковых исследований, а также в изучение верхней атмосферы и околоземного космич. пространства по программе «Космос». Золотая медаль им. С. П. Королёва АН СССР (1970). Канд. в чл. ЦК КПСС в 1966—71. Деп. Верх. Совета СССР 7—8-го созывов. Ленинская пр. (1960), Гос. пр. СССР (1967). Награждён 4 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, медалями. В Усть-Илимске установлен бронзовый бюст Я. В Нижне-Илимске сооружён памятник учёному, его имя носит Харьковский ин-т радиоэлектроники. Федерация космонавтики СССР учредила медаль его имени. Его имя носят улицы в Москве, Киеве, Днепропетровске и др. городах. Именем Я. назв. кратер на Луне. Портрет на стр. 461.

«ЯНТА́РЬ-1» — наименование советских автоматических ионосферных лабораторий, запущенных с помощью геофизических ракет для исследования особенностей работы газовых плазменно-ионных ЭРД с термиссионными и плазменными нейтрализаторами в натурных условиях. ЭРД состоял из плазменного источника, электростатич. ускорителя ионов и нейтрализатора-эмиттера электронов. В полёте измерялись и с помощью радиотелеметрич. системы передавались на наем-

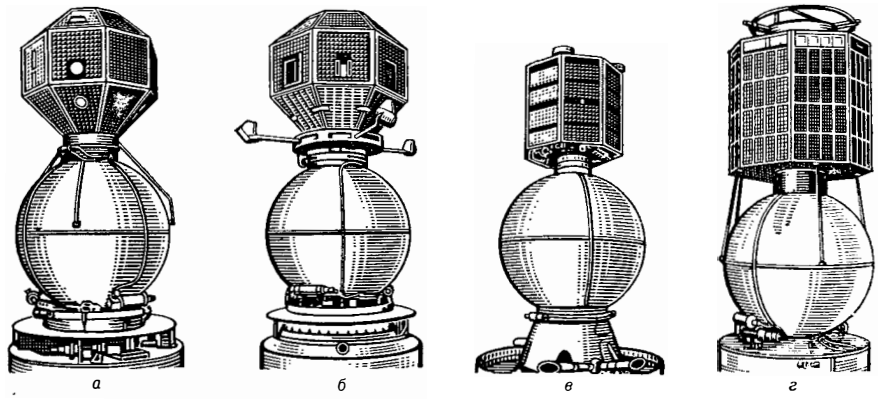
Запуски японских ИСЗ (успешные)

ИСЗ*	Дата запуска	Назначение	Масса, кг	РН	Параметры орбиты: высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Осуми»	11.2.1970	Контроль работы бортовых систем РН, регистрация некоторых параметров околоземного пространства	24	«Ламбда-4S»	340	5140	31	144,6
«Тансей-1» («МС-Т1»)	16.2.1971	Испытания служебных систем ИСЗ	63	«Ми-4S»	990	1190	30	106,2
«Шинсей» («СС» № 1, «МС-Ф2»)	28.9.1971	Исследования радиоизлучения Солнца, ионосферы и космических лучей	66	«Ми-4S»	870	1870	32	113,2
«Демпа» («СС» № 2, «РЕКС»)	19.8.1972	Исследования плазмы и земного магнетизма	75	«Ми-4S»	250	6570	31	156,8
«Тансей-2» («МС-Т2»)	16.2.1974	Контроль работы бортовых систем РН и испытания служебных систем ИСЗ	56	«Ми-3С»	288	3236	31	121,8
«Тайё» («СС» № 3, «СРАТС»)	24.2.1975	Исследования рентгеновского и УФ излучения Солнца	86	«Ми-3С»	255	3135	31,5	120,6
«Кику» («ЭТС-1»)	9.9.1975	Контроль работы бортовых систем РН	83	«Н-1»	968	1098	47	105,7
«Умэ» («СС» № 4, «ИСС»)	29.2.1976	Исследования ионосферы	139	«Н-1»	984	1017	69,7	105
«Тансей-3» («МС-Т3»)	19.2.1977	Регистрация УФ излучения	134	«Ми-3Н»	826	4026	65	130
«Кику-2» («ЭТС-2»)	23.2.1977	Отработка вывода ИСЗ на стационарную орбиту и эксперименты в области связи	254	«Н-1»	Стационарная орбита (над 130° в. д.)			
«Химавари-1» («ГМС-1»)	14.7.1977	Метеорологические наблюдения	~500	«Торад-Дельта»	Стационарная орбита (над 140° в. д.)			
«Сакура» («ДКС», «КС»)	15.12.1977	Эксперименты в области связи, исследования распространения радиоизлучения, отработка управления спутниками на стационарной орбите	675	«Торад-Дельта»	Стационарная орбита (над 135° в. д.)			
«Кёкко» («СС» № 5, «Экзос-А»)	4.2.1978	Исследования полярных сияний в УФ лучах	126	«Ми-3Н»	~600	~4000	65	134
«Умэ-2» («ИСС-2»)	16.2.1978	Исследования ионосферы	139	«Н-1»	925	1220	69,7	107,2
«Юри» («БСЭ»)	7.4.1978	Эксперименты в области связи, в частности по непосредственному ТВ	878	«Торад-Дельта»	Стационарная орбита (над 110° в. д.)			
«Экзос-В» («СС» № 6)	16.9.1978	Регистрация электромагнитных полей, энергетических частиц и волн в плазме, а также радиоизлучения Юпитера и Сатурна	126	«Ми-4Н»	230	30560	31	533
«Хакутё» («Корса-В»)	21.2.1979	Наблюдение астрономических объектов в рентгеновских лучах	95	«Ми-3С»	539	638	29,9	96
«Тансей-4»	17.2.1980	Экспериментальный ИСЗ для контроля бортовых систем РН	185	«Ми-3S»	517	608	38,7	95,7
«Кику-3» («ЭТС-4»)	11.2.1981	Обработка бортового оборудования	638	«Н-2»	230	~3600	28,5	~10,5ч
«Хиноторн» («Астро-А»)	21.2.1981	Исследования рентгеновского и гамма-излучения Солнца	195	«Ми-3S»	568	695	31,4	96,6
«Химавари-2» («ГМС-2»)	11.8.1981	Метеорологические наблюдения	195	«Н-2»	Стационарная орбита (над 140° в. д.)			
«Кику-4» («ЭТС-3»)	3.9.1982	Отработка бортовых систем	385	«Н-1»	980	1220	44,66	107,14
«Сакура-2А»	4.2.1983	Эксплуатационный связной	670	«Н-2»	Стационарная орбита (над 130° в. д.)			
«Астро-В»	20.2.1983	Астрономические исследования в рентгеновских лучах	220	«Ми-3С»	450	570	31,8	—
«Сакура-2В» («КФ-2В»)	6.8.1983	То же	670	«Н-2»	Стационарная орбита (над 135° в. д.)			

* Если ИСЗ имеет несколько наименований, первым даётся то, к-рое присвоено ему после вывода на орбиту; в скобках приводятся наименования этого же ИСЗ, встречающиеся в литературе, до вывода его на орбиту.

ную приёмную станцию осн. электрич. параметры ЭРД, а также значения напряжённости электрич. поля (электрич. флюксметрами) и ионного тока из ионосферы на поверхности аппарата (трёхэлектродной ионной ловушкой). Все эти данные характеризуют взаимодействия реактивной струи с ионосферной плазмой и позволяют оценить потенциал, приобретаемый аппаратом в процессе генерирования ионного пучка. Программа полёта «Я.-1», включение и режим работы ЭРД, измерит. аппаратуры задавались программным механизмом, установл. в блоке управления. Первый пуск «Я.-1» проведён 1.10.1966. В соответствии с программой рабочее тело (аргон) подали за 12 с до старта. ЭРД был включён на выс. 160 км. В течение дальнейшего полёта «Я.-1» (подъём до выс. 400 км и спуск) проведено 11 циклов включения и работы двигателя с ускоряющим напряжением ионной струи 300 В. Было установлено, что в условиях полёта при работе ЭРД между корпусом лаборатории и ионосферой устанавливается разность потенциалов 50—70 В (при общем ускоряющем напряжении 300 В). В результате сложного взаимодействия ионной струи и нейтрализатора с плазмой ионосферы ок. 20% энергии реактивной струи расходовалось на процесс нейтрализации. При работе ЭРД на аргоне уд. импульс составил $4 \cdot 10^4$ м/с. Для обеспечения эффективной нейтрализации был создан и прошёл успешные испытания плазменный нейтрализатор, рабочим телом к-рого являлся хлористый цезий. Ионизирующей поверхностью служила спираль из сплава вольфрама с рением, к-рая нагревалась до 2500 °С. Такой плазменный нейтрализатор с поверхностной ионизацией эмитировал поток электронов и нек-рое кол-во ионов. В серии последующих испытаний применялись плазменные нейтрализаторы и ионизационные манометры для определения внеш. давления. Во время этих полётов испытывались плазменно-ионные ЭРД на азоте и воздухе. При работе на азоте уд. импульс составил св. $12 \cdot 10^4$ м/с, а на воздухе — $14 \cdot 10^4$ м/с. ЭРД включались на выс. ~ 250 км и устойчиво работали в течение всего полёта до входа в плотные слои атмосферы (на выс. ~ 100 км). Полученные при полётах ионосферных лабораторий «Я.-1» экспериментальные данные имели большое значение для выяснения характера взаимодействия аппарата, снабжённого ЭРД, с ионосферой Земли на выс. 100—400 км и явились важным этапом в деле изучения перспектив управления полётом КА в верхних слоях атмосферы с помощью ЭРД.

ЯПОНСКИЕ ИСКУ́ССТВЕННЫЕ СПУ́ТНИКИ ЗЕМЛИ́. На 1.1.1984 запущены японские ИСЗ, приведённые в таблице на стр. 462.



Японские ИСЗ (на последней ступени РН): *а* — «Тансей-1»; *б* — «Шинсей»; *в* — «Демпа»; *г* — «Тайё»

БИБЛИОГРАФИЯ

1. Общие вопросы

Авдеев А. Г., На земле он такой, Калининград, 1968; Авдеев Ю. Ф., Космос, баллистика, человек, М., 1978; Авиация и космонавтика СССР, М., 1968; Алтайский К. Н., Циолковский рассказывает, кн. 1—2, М., 1967—71; Апенченко О., Сергей Королев, М., 1969; её же, Труден путь до тебя, небо!, М., 1961; Арлазоров М. С., Дорога на космодром, М., 1980; его же, Циолковский, 4 изд., Тула, 1977; Асташенков П. Т., Академик С. П. Королев, М., 1969; его же, Главный конструктор, М., 1975; его же, Орбиты главного конструктора, М., 1973; Астрономия в филателии. Каталог-справочник, М., 1979; Базыкин В. В., Комаров В. Н., Путь в космос открыт, М., 1961; Базыкин В. В., Порцевский К. А., Шевляков И. Ф., Советский человек в космосе, М., 1961; Белоцерковский О. М., Космос и образование, М., 1972; Беляков И. Т., Борисов Ю. Д., Основы космической технологии, М., 1980; их же, Технология в космосе, М., 1974; Береговой Г. Т., Земля — стратосфера —космос, М., 1969, его же, Небо начинается на земле, М., 1976; его же, Угол атаки, М., 1971; Бессмертие, М., 1967; Бестужев-Лада И. В., Окно в будущее, М., 1970; Боно Ф., Гатланд К., Перспективы освоения космоса, пер. с англ., М., 1975; Борзенко С. А., Денисов Н. Н., Первый космонавт, М., 1969; Борисенко И. Г., В открытом космосе, 2 изд., М., 1980; его же, На космических стартах и финишах, М., 1978; его же, Первые рекорды в космосе, 2 изд., М., 1969; его же, Рекордный полёт «Чайки», М., 1966; Борисов В., 25 часов в космосе, М., 1961; Борисов В., Горлов О., Жизнь и космос, М., 1961; Борисов М., На космической верфи, 2 изд., М., 1979; Борисовский Г. Б., Архитектура, устремленная в будущее, М., 1977; Бронштэн В. А., Полеты к планетам Солнечной системы, М., 1964; Брюханов В. А., Великий шаг человечества, 2 изд., М., 1959; его же, Мировоззрение К. Э. Циолковского и его научно-техническое творчество, М., 1959; Бубнов И. Н., Роберт Годдард (1882—1945), М., 1978; Бургесс Э., К границам пространства, пер. с англ., М., 1957; Бурдаков В. П., Данилов Ю. И., Внешние ресурсы и космонавтика, М., 1976; Бурдаков В. П., Зигель Ф. Ю., Физические основы космонавтики. Физика космоса, М., 1975; Бучарский В. В., Притяжение космоса, Тула, 1976; Быковский В. Ф., Николаева-Терешкова В. В., Здравствуй, Вселенная!, М., 1964; Ваганов И. И., Панасюк Н. В., Петр Ильич Климук, Минск, 1976; В скафандре — над планетой!, Сб., М., 1965; Валье М., Полет в мировое пространство как техническая возможность, пер. с нем., М.— Л., 1936; Васильев М. В., Вехи космической эры, М., 1967; его же, Путешествия в космос, 2 изд., М., 1958; его же, Человек идет к звездам, М., 1964; Винокуров А. Д., Зельвенский Ю. Д., Первый космонавт — воспитанник аэроклуба, М., 1962; Внеземные цивилизации. Сб., Ер., 1965; Внеземные цивилизации. Проблемы межзвездной связи, М., 1969; Волков В. Н., Шагаем в небо, М., 1971; Воробьев Б. Н., Циолковский, М., 1940; Впереди своего века, М., 1970; Всехсвятский С. К., Казютинский В. В., Рождение миров, М., 1961; Гаврилов С. Г., Вот вам мое сердце..., М., 1970; Гагарин. Книга-альбом, М., 1971; Гагарин. Фотоальбом, 2 изд., М., 1977; Гагарин в Оренбурге, Челябинск, 1975; Гагарин и гагаринцы, Челябинск, 1980; Гагарин В. А., Мой брат Юрий, 2 изд., М., 1979; Гагарин Ю. А., Вижу Землю, 3 изд., М., 1976; его же, Дорога в космос, М., 1978; его же, Есть пламя!, 2 изд., М., 1971; Гагарин Ю., Лебедев В., Психология и космос, 4 изд., М., 1981; Ганиев Р. Ф., Лапчинский В. Ф., Проблемы механики в космической технологии, М., 1978; Гарбузов С., Гольцев В. [сост.], Советский человек в космосе, М., 1961; Герд М. А., Гуровский Н. Н., Первые космонавты и первые разведчики космоса, 2 изд., М., 1965; Гидромеханика невесомости, М., 1976; Гильзин К. А., От ракеты до космического корабля, 2 изд., М., 1954; его же, Эра космическая, М., 1972; Гильзин К. А., Левантовский В. И., Рахлин И. Е., Человек осваивает космос, М., 1968; Гиндилис Л. М., Космические цивилизации. Проблемы контакта с внеземным разумом, М., 1973; Глушко В. П., Путь в ракетной технике. Избр. труды, 1924—1946, М., 1977; его же, Развитие ракетостроения и космонавтики в СССР, 2 изд., М., 1981; Голованов Я. К., Архитектура невесомости, М., 1978; его же, Быль о старом льде, М., 1974; его же, Королев. Хроника, кн. 1, М., 1973; Голосовский И. М., Анзимиров Г. Л., Звездный час мира, М., 1961; Голоушкин В. Н., Костин А. В., Леонтьев П. И., Жизнь, отданная науке, Тула, 1968; Гольденблат И. И., Парадоксы времени в релятивистской механике, М., 1972; Гребеников Е. А., Демин В. Г., Межпланетные полеты, М., 1965; Гришин С. Д., Лесков Л. В., Савичев В. В., Космическая технология и производство, М., 1978; Губарев В. С., Грани открытий, М., 1972; его же, Конструктор. Несколько страниц из жизни М. К. Янгеля, М., 1977; Гуров С. П., Знакомьтесь, здесь жил К. Э. Циолковский, Калуга, 1966; Гэтленд К. У., Космонавтика ближайших лет, пер. с англ., М., 1964; Давыдов И., Дыхание бессмертия, М., 1979; его же, Полет продолжается. Документ. повесть, Одесса, 1977; Данилин Б. С., Начало космической эры, М., 1960; 20 лет космической эры, М., 1977; Денисов В. Г., Онищенков В. Ф., Шаги среди звезд, М., 1970; Денисов Н. Н., Звездный дневник, М., 1974; его же, На берегу Вселенной, М., 1970; его же, На орбитах мира и дружбы, М., 1963; его же, Хорошо, хорошо, Гагарин!, М., 1963; Десять лет космических исследований. 1957—1967, М., 1967; Дихтярь А. Б., Жизнь — прекрасное мгновенье, 2 изд., М., 1975; Докучаев Ю. А., Идущие к звездам, М., 1963; Дом-музей С. П. Королева в Житомире. Путеводитель, К., 1972; Дороги звездные открыты. Юрий Гагарин осуществил смелую мечту К. Э. Циолковского, Калуга, 1961; Доул С., Планеты для людей, пер. с англ., М., 1974; Дружинин И. П., Сазонов Б. И., Ягодинский В. Н., Космос — Земля. Прогнозы, М., 1974; Дудаков Б. Г., Колосков Ю. М., Массовая информация через космос, М., 1975; Евич А. Ф., Индустрия в космосе, М., 1978; Егоров А. В., Павлов Г. И., Внимание — невесомость!, К., 1965; Жизнь— подвиг, М., 1968; Залюбовская М. Е., Знаете, каким он парнем был, К., 1977; её же, Сын Земли и звезд. Лирическая повесть о Гагарине, К., 1980; Зверев Ю., Оксюта Г., Юрий Гагарин на земле Саратовской, Саратов, 1972; Звездный городок, М., 1977; Звездными тропами, Кемерово, 1965; Зильманович Д. Я., Пионер советского ракетостроения Ф. А. Цандер, М., 1966; его же, Фридрих Цандер, Рига, 1967; Зорин В. С., В космосе советский человек, М., 1961; Зотов В. С., У истока космической эры, Калуга, 1962; Иванов А., Первые ступени, 2 изд., М., 1975; его же, Старт завтра в 9..., М., 1980; Иванов Н. М., Митяев Ю. И., Проблемы межпланетных полетов, М., 1973; Ивашкявичюс А., Казимир Семенович и его книга «Великое искусство артиллерии», ч. 1, Вильнюс, 1971; Игумнов В. И., К далеким мирам, М., 1965; Идеи К. Э. Циолковского и современность, М., 1979; Идеи Циолковского и проблемы космонавтики. Избр. труды I—V чтений К. Э. Циолковского, М., 1974; Из истории астронавтики и ракетной техники, [вып. 1—3], М., 1970—79; Из истории ракетной техники, М., 1964; Ими гордится вся планета, М., 1966; Исаченко И. И., Космос и экономика (характер взаимодействия в условиях капитализма), М., 1979; Использование космической техники в прикладных целях, в сб.: Итоги науки и техники. Сер. Ракетостроение, т. 4, 5, М., 1974—77; Исследование мирового пространства, пер. с англ., М., 1959; Исследования верхней атмосферы и космического пространства, выполненные в СССР в 1969 г., М., 1970; Исследования верхней атмосферы и космического пространства, выполненные в СССР в 1971 г., М., 1972; Исследования космического пространства, М., 1965; Исследования космоса советскими учеными, М., 1961; К звездным мирам, К., 1961; Калишевский В. С., В космосе — сын Кубани, Краснодар, 1970; Калуга космическая. Фотоальбом, М., 1977; Каманин Н. П., Летчики и космонавты, М., 1973; Каманин Н. П., Ребров М. Ф., Семеро на орбите, М., 1969; их же, Экспериментальная космическая станция на орбите, М., 1969; Канаев В. И., Ключ — на старт!, М., 1972; Карагезян Р., Космонавты в стране Наири, Ер., 1965; Кассиль Л., Человек, шагнувший к звездам, М., 1958; Келдыш М. В., Маров М. Я., Космические исследования, М., 1981; Климук П. И., Рядом со звездами. Книга одного полета, М., 1979; Коваль А. Д., Успенский Г. Р., Космос — человеку, 2 изд., М., 1974; Коврижкин С. В., Космические исследования в Японии: социально-экономические и политические аспекты, М., 1979; Коврижных Л. Е., Земля! Я — «Гранит»!, Новосиб., 1974; Кожеуров И. В., Элементы космонавтики в курсах физики и астрономии, 2 изд., М., 1977; Колодный Л. Е., Земная трасса ракеты, 2 изд., М., 1972; Колумбы космоса, М., 1961; Комаров В. Н., Космос, бог и вечность мира, М., 1963; Комплексное использование авиационных, космических и воздухоплавательных средств для решения общехозяйственных задач, в сб.: Итоги науки и техники. Сер. Ракетостроение, т. 6, М., 1978; Кондратюк Ю. В., Завоевание межпланетных пространств, 2 изд., М., 1947; Константин Циолковский — основоположник ракетной техники, космонавтики и теории межпланетных сообщений, М., 1967; Константинов К. И., О боевых ракетах, пер. с франц., СПБ, 1864; Корнеев Л. К., Энтузиаст межпланетных полетов Ф. А. Цандер [1887—1933], М., 1961; С. П. Королев (к 70-летию со дня рождения). Сб. ст., М., 1977; Королев С. П., Творческое наследие академика Сергея Павловича Королева. Избр. труды и документы, М., 1980; Космическая технология, пер. с англ., М., 1980; Космическая филателия. Каталог-справочник, 2 изд., М., 1979; Космическая эра. Прогнозы на 2001 год, пер. с англ., М., 1970; Космическое материаловедение и технология, М., 1977; Космодемьянский А. А., К. Э. Циолковский — его жизнь и работы по ракетной технике, М., 1960; его же, Константин Эдуардович Циолковский (1857—1935), М., 1976; Космонавт и его Родина. [Фотоальбом], М., 1967; Космонавт из Воронежа Константин Феоктистов, Воронеж, 1964; Космонавт Павел Беляев, Вологда, 1965; Космонавтика на значках СССР 1957—1975 гг., Каталог, сост. В. Н. Ильинский, В. Е. Кузин, М. Б. Саукке, М., 1977; Космонавты в Вологде. Фотоальбом, Вологда, 1967; Космос — Земле, М., 1981; Космос и проблема всеобщего мира, М., 1966; Котыш Н. Т., Мельни-

ов Н. А., Ждите нас, звезды, М., 1962; Храмаров Г. М., На заре космонавтики. К 40-летию основания первого в мире Общества межпланетных сообщений, М., 1965; Крошкин М. Г., Земля начинается в космосе, М., 1964; его же, Космос... что мы знаем о нем, М., 1966; его же, Физико-технические основы космических исследований, М., 1969; Крючков Ю. С., Корабли межпланетных пространств, М., 1958; Кубасов В. Н., Дашков А. А., Межпланетные полеты, М., 1979; Куденко О. И., Орбита жизни. Повесть-хроника, 2 изд., М., 1971; Кудрявцева Г. Н., Три подвига Владимира Комарова, М., 1969; Куликов К. А., Первые космонавты на Луне, М., 1965; Курсанов Г. А., Эпоха космоса, М., 1961; Кучеров Н. И., Вторжение в космос, Л., 1961; Кушин М. А., Западная Европа: космическая техника и экономика, Минск, 1975; Лазарев В. Г., Ребров М. Ф., Испытатель космических кораблей, М., 1979; Левант Л. Е., Космонавтика: состояние и перспективы (По материалам зарубежной печати), М., 1974; Лей В., Ракеты и полеты в космос, пер. англ., М., 1961; Леонов А. А., Солнечный ветер, М., 1977; Леонов А. А., Соколов А. К., Жизнь среди звезд. Книга-альбом, М., 1981; Леонов А. А., Соколов А. К., К звездам. Рис. летчика-космонавта А. Леонова и художника-фантаста А. Соколова, Л., 1970; их же, Человек и Вселенная. Альбом, М., 1976; Листвицов Ю. Н., Американская космическая стратегия, М., 1969; его же, Лунный миираж над Потомаком, М., 1966; Лукьянов Б. Б., Мы верим, друзья, караваны ракет... Записки корреспондента ТАСС, М., 1965; Ляпунов Б. В., Люди, ракеты, книги, М., 1972; его же, На крыльях мечты, Калуга, 1963; его же, Открытие мира, изд., М., 1959; его же, Планета сегодня и завтра, М., 1964; Ляпунов Б. В., Николаев Н. А., Сквозь тернии к звездам, М., 1962; Мадер Ю., Тайна Хантсвилла, пер. нем., М., 1965; Маленькие рассказы о большом космосе, 2 изд., М., 1964; Манарыка А. П., Генезис современной ракетодинамики, Л., 1971; Маркелова Л., Всегда в полете, Новосиб., 1977; Марченский А. Д., Основы космонавтики, М., 1975; Маслов Н., Памятные места, связанные с именем К. Э. Циолковского, Калуга, 1958; Материалы и процессы космической технологии, М., 1980; Межзвездная связь, пер. с англ., М., 1965; Мельников Н. А., Космопроходцы, М., 1970; его же, Кто зажигает звезды, М., 1972; его же, На космодроме, М., 1964; его же, Покой им только снится..., М., 1967; Меньшов А. И., Космическая эргономика, Л., 1971; Меньшов А. И., Рыльский Г. И.. Человек в системе управления летательными аппаратами (Эргономика), М., 1976; Милькеи Г., Путь в космос. Проблемы полета в мировое пространство, пер. с нем., М., 1959; Митрошенков В., Голубая вертикаль, М., 1976; Мост в космос, 2 изд., М., 1976; На пороге в космос, пер. с англ., М., 1960; Нагаев Г. Д., Вдохновение перед казнью, М., 1967; его же, Пионеры Вселенной. Трилогия, М., 1976; Нагибин Ю., Маленькие рассказы о большой судьбе, М., 1976; Населенный космос, М., 1972; Наука в космосе, пер. с англ., М., 1964; Научные чтения по авиации и космонавтике, 1978, М., 1980; Научные чтения по авиации и космонавтике, 1980, М., 1981; Наш Гагарин, М., 1979; Наши космические пути, М., 1962; Небесные братья, М., 1963; Недялков И. П., В интересах мира (О значении завоевания космоса для дела мира), М., 1962 (на укр. яз.); Николаев А. Г., В космосе, Чебоксары, 1966 (на чуваш. яз.); его же, Встретимся на орбите, М., 1966; его же, Космос — дорога без конца, 2 изд., М., 1979; Николаева-Терешкова В. В., Вселенная — открытый океан!, М., 1964; Новиков И. Д., Теория относительности и межзвездные перелеты, М., 1960; Новокшонов Ю. И., Человек и техника в освоении космоса, М., 1972; Новые исследования в космосе. Сб., М., 1963; Новый полет в космос!, М., 1961; Ноордунг Г., Проблема путешествия в мировом пространстве, пер. с нем., М., 1935; Оберт Г., Пути осуществления космических полетов, пер. с нем., М., 1948; Обухова Л. А., Вначале была Земля..., М., 1973; её же, Звездный сын Земли, М., 1974; её же, Любимец века. Гагарин, 2 изд., М., 1979; Освоение космического пространства в СССР. [Сообщения ТАСС и материалы центральной печати, 1957—1980], М., 1971—82; От космических кораблей к орбитальным станциям, 2 изд., М., 1971; Павильон «Академия наук. Космос», М., 1962; Палкин С. Н., Физика космических полетов, Л., 1973; Панасюк Н. В., К созвездиям, Минск, 1977; Пановкин Б. Н., Проблема внеземных цивилизаций, М., 1979; Пацаева Г., Отвага исканий, М., 1976; Первые, М., 1971; Первый групповой космический, М., 1962; Первый полет человека в космос, М., 1961; Перельман Р. Г., Цели и пути покорения космоса, М., 1967; Перельман Я. И., Межпланетные путешествия, 10 изд., Л.— М., 1935; его же, Циолковский. Жизнь и технические идеи, М.— Л., 1937; Пересадка на орбите, М., 1970 (на рус. и англ. яз.); Петров Б. Н., Космические исследования и научно-технический прогресс, М., 1971; Петров В. П., Юревич П. П., Освоение космоса, К., 1963 (на укр. яз.); Петров Г. И., Космические исследования в СССР, М., 1970; Петров Е. А., Космонавты, М., 1962; Петрович Н. Т., Кто вы?, 2 изд., М., 1974; Пионеры и создатели ракетной техники, М., 1975; Пионеры ракетной техники. Избр. труды, [т. 1—3], М., 1964—77; Платонов В. П., Горбулин В. П., Михаил Кузьмич Янгель, К., 1979; Победоносцев Ю. А., Путь в космос (Достижения советской ракетной техники), М., 1962; Победоносцев Ю. А., Кузнецов К. М., Первые старты, М., 1972; Покорение космоса. [Фотоальбом], 2 изд., М., 1972; Покровский Г. И., Трое в космосе, М., 1965; его же, Физика космических скоростей, М., 1962; Полет Гагарина, М., 1961; Получение и поведение материалов в космосе, М., 1978; Пономарев А. Н., Годы космической эры, М., 1974; Попович П. Р., Вылетаю утром, М., 1974; Попович П. Р., Лесников В. С., Не могло быть иначе! Космическая хроника, М., 1980; Порохня В. С., Дорога на Байконур, А.-А., 1977; Почта космонавтов, М., 1970; Проблема CETI (Связь с внеземными цивилизациями), М., 1975; Проблемы космического производства, М., 1980; Прохоров А. И., Бионика и космос, М., 1966; Путеводитель по Государственному музею истории космонавтики им. К. Э. Циолковского, М., 1975; Путеводитель по Дому-музею К. Э. Циолковского, Тула, 1965; Путешествие по космосу от А до Я, М., 1963; Ракетчики, М., 1979; Ребров М. Ф., Байконур на проспекте Мира, М., 1976; Резниченко Г. И., Выход в космос разрешаю, М., 1978; Ремек В., Под нами планета Земля. Воспоминания, пер. с чеш., М., 1981; Романов А. П., Как это было..., М., 1961; его же, Конструктор космических кораблей, 5 изд., М., 1981; его же, Космодром. Космонавты. Космос, М., 1966—71; его же, Космонавт-Два, М., 1979; его же, Ракетам покоряется пространство, М., 1976; Романов А., Лебедев Л., Лукьянов Б., Сыны голубой планеты. 1961—1980, 3 изд., М., 1981; Рубанов В. С., Ходыко Ю. В., На пути в космос, Минск, 1963; Рукавишников Н. Н., Морозов Г. И., Космонавт-исследователь, М., 1973; Рукописные материалы К. Э. Циолковского в Архиве АН СССР. Научное описание, М., 1966; Рукописные материалы Ф. А. Цандера в Архиве АН СССР. Научное описание, М., 1980; Руппе Г. О., Введение в астронавтику, пер. с англ., т. 1—2, М., 1970—71; Рынин Н. А., Межпланетные сообщения, т. 1—3, в. 1—9, Л., 1928—32; Рябчиков Е. И., Георгий Тимофеевич Береговой, Донецк, 1974; его же, Звездный путь, М., 1976; его же, Пилот звездного корабля, М., 1961; его же, Так идут к звездам, М., 1957; Сазонов Б. И., Космос у наших дверей, Л., 1966; Салливан У., Мы не одни, пер. с англ., М., 1967; Самойлович С. И., Гражданин Вселенной, Калуга, 1969; Сашенков Е. П., Почтовые дороги космонавтики, 2 изд., М., 1977; Севастьянов В. И., Дневник над облаками, М., 1977; Седов Л. И., Наука, космонавтика и общество, М., 1968; Селешников С. И., Астрономия и космонавтика. Краткий хронологический справочник с древнейших времен до наших дней, К., 1967; Серегин А. В., Путь в космос, М., 1974; Серпокрыл С. М., Подвиг перед казнью, Л., 1971; Скачков В. А., Космос и проблемы мировой экономики, М., 1978; Скобельцын Д. В., Парадокс близнецов в теории относительности, М., 1966; Скуридин Г. А., Севастьянов В. И., Назаров Г. А., Выход человечества в космос (15 лет со времени первого полета человека в космос), М., 1976; Смагин Б. И., Космос и наука, К., 1964; Смирнов Г. Д., Зиман Я. Л., Аванесов Г. А., Космос — народному хозяйству, М., 1977; Снова к звездам! Сб. материалов, М., 1963; Советская космонавтика. Альбом, М., 1981; Советская космонавтика. Альбом-выставка, М., 1976; Советская космонавтика в филателии. Каталог-справочник, М., 1967; Советские исследования Луны, М., 1973; Советские космические исследования, [1—2], М., 1972—75; Советские космонавты. Краткие биографии, М., 1973; Советский летчик — первый космонавт, М., 1961; Современные достижения космонавтики. Сб. ст., М., 1971—1981; Сокольский В. Н., Ракеты на твердом топливе в России, М., 1963; Соловьев Ц. В., Тарасов Е. В., Прогнозирование межпланетных полетов, М., 1973; Сомов Г., Третья высота, М., 1975; Сонкин М. Е., Русская ракетная артиллерия, 2 изд., М., 1952; Старостин А. С., Адмирал Вселенной. Королев, М., 1973; Стражева И. В., Тюльпаны с космодрома, 2 изд., М., 1981; Страницы советской космонавтики, М., 1975; Сушков Ю. Н., Полеты в космос, М., 1963; Титов Г. С., Авиация и космос, М., 1963; его же, Голубая моя планета, М., 1977; его же, Первый космонавт планеты, М., 1971; его же, Семнадцать космических зорь, М., 1962; его же, 700 000 километров в космосе, М., 1961; Трое наших в космосе!, М., 1964; Усова Н. Т., На пути к звездам, М., 1964; Успехи Советского Союза в исследовании космического пространства. Второе космическое десятилетие 1967—1977. Сб., М., 1978; Успехи СССР в исследовании космического пространства, М., 1968; Утро космической эры, М., 1961; Фертрегт М., Основы космонавтики, пер. с англ., М., 1969; Федоров А. П., Новый принцип воздухоплавания, исключающий атмосферу как опорную среду, СПБ, 1896; Физика космоса. Маленькая энциклопедия, М., 1976; Филипченко А. В., Надежная орбита. Документальная повесть, М., 1978; Фролов И. М., Звездные пилоты, М., 1962; Фролов И. М., Мокшин С. И., Трое на звездной трассе, М., 1964; Храмой А. В., Константин Иванович Константинов. [1818—1871], М.— Л., 1951; Хрунов Е. В., Покорение невесомости, М., 1976; Хуторская Л. Н., Мечта и космос, Тула, 1975; Цандер Ф. А., Из научного наследия, М., 1967; его же, Проблема полета при помощи реактивных аппаратов. Межпланетные полеты. Сб. ст., 2 изд., М., 1961; его же, Собрание трудов, Рига, 1977; Ф. А. Цандер и современная космонавтика, М., 1976; Центральный дом авиации и космонавтики им. М. В. Фрунзе. Справочник-путеводитель, М., 1974; Цесевич В. П., Путь в космос открыт!, К., 1961; Циолковский К. Э., Вне Земли, 2 изд., М., 1958; его же, Грезы о Земле и небе. На Весте, М., 1959; его же, Жизнь в межзвездной среде, М., 1964; его же, Избр. труды, М., 1962; его же, Исследование мировых пространств реактивными приборами, М., 1967; его же, Космические ракетные поезда, М., 1977; его же, На Луне, М., 1957; его же, Путь к звездам. Сб. научно-фантастических произведений, М., 1960; его же, Ракета в космическое пространство (Исследование мировых пространств реактивными приборами), М., 1963; его же, Реактивные летательные аппараты, М., 1964; его же, Собрание сочинений, т. 1—4, М., 1951—64; его же, Труды по ракетной технике, М., 1947; К. Э. Циолковский. Документы и материалы. 1879—1966 гг., Калуга, 1968; Циолковский в воспоминаниях современников, Тула, 1971; Человек вышел в космическое пространство, М., 1966; Черняк А. Я., Николай Кибальчич — революционер и ученый, М., 1960; Честнов Ф. И., Одиноки ли мы во Вселенной, М., 1968; Чечельницкий А. М., Экстремаль-

ность, устойчивость, резонансность в астродинамике и космонавтике, М., 1980; Чижевский А. Л., Вся жизнь, М., 1974; его же, Земное эхо солнечных бурь, 2 изд., М., 1976; Шаги к звездам. Сб., М., 1972; Шаталов В. А., Трудные дороги космоса, 2 изд., М., 1981; Шеплиц Х., Звезды и люди, пер. с англ., М., 1962; Шипов Б. В., Отечественное ракетостроение, М., 1967; Шонин Г. С., Самые первые, М., 1979; Штерн М. И., Космос — Земле, М., 1976; Штернфельд А. А., Введение в космонавтику, 2 изд., М., 1974; его же, Межпланетные полеты, 2 изд., М., 1956; его же, От искусственных спутников к межпланетным полетам, 2 изд., М., 1959; его же, Полет в мировое пространство, М.— Л., 1949; Щербаков Д. А., К. Э. Циолковский — великий ученый-гуманист, Тула, 1966; Эголинский Я. А., Полеты в космос и физическая культура молодежи, Л., 1967; Экономов Л. А., Капитан Бахчиванджи, М., 1972; его же, Повелитель огненных стрел, М., 1964; Экскурсия в Звездный, М., 1979; Эно-Пельтри Р., Космические полеты (Астронавтика), пер. с франц., М., 1950; Эрике К. А., Будущее космической индустрии, пер. с англ., М., 1979; его же, Космический полет, пер. с англ., т. 1—2, М., 1963—70; Юрок А. Ю., Здравствуй, Вселенная!, М., 1961; Юхма М., Мальчик из Шоршел, пер. с чуваш., М., 1975; Ярославна, Ярославль, 1963; Я Чайка... Я Чайка... Я Чайка. [Фотоальбом], Ярославль, 1966.

Abbas K. A., Till we reach the stars: the story of Yuri Gagarin, N. Y., 1961; Abell G. O., Exploration of the universe, N. Y., 1969; Across the space frontier, ed. C. Ryan, L.— N. Y., 1952; Adams C. C., Braun W. von, Ordway F. I., Careers in astronautics and rocketry, N. Y., 1962; Aerospace facts and figures 1981/82, 29 ed., N. Y., 1981; Akens D. S., Historical origins of the George C. Marshall Space Flight Center, Huntsville, 1960; Aldrin E., Warga W., Return to Earth, N. Y., 1973; Allen J. L., Aviation and space museums of America, N. Y., 1975; Allen T., The quest: a report on extraterrestrial life, Phil., 1965; Ananoff A., L'astronautique, P., 1950; Anderson F. W., Orders of magnitude: a history of NACA and NASA, 1915—1976, Wash., 1976; Anderson P., Is there life on other worlds?, N. Y.— L., 1968; Angrist S. W., Other worlds, other beings, N. Y., 1973; The application of space technology to development, N. Y., 1973; Applied astronautics. An introduction to space flight, Englewood Cliffs (N. J.), 1963; Asimov I., Extraterrestrial civilizations, N. Y., 1979; его же, Is anyone there?, Garden City (N.Y.), 1967; Astronautical engineering and science. From Peenemünde to planetary space, N. Y., 1963; Astronautics and aeronautics. Chronology on science, technology and policy, Wash., 1964; Aviation and space dictionary, ch. ed. E. J. Gentle, 5 ed., Fallbrook, 1974; Aviation et astronautique. Guide des industries aéronautiques et spatiales, 23 éd., P., 1973; Bailey J. O., Pilgrims through space and time: trends and patterns in scientific and utopian fiction. A survey of philosophical fiction; Fiction over the last 3 centuries, N. Y., 1947; Bailhache Ph., Constantin Tsiolkowski, précurseur des vaisseaux interplanétaires, P., 1961; Baker D., The Rocket. The history and development of rocket and missile technology, L., 1978; Barr J., Howard W. E., Combat missileman, N. Y., 1961; Bell J. N., Seven into space. The story of the Mercury astronauts, Chi., 1960; Bergaust E., The next fifty years in space, N. Y., 1964; его же, Reaching for the stars. [Biography of W. von Braun], N. Y., 1960; его же, Rocket City, USA, N. Y., 1963; его же, Rockets around the world, N. Y., 1958; его же, Wernher von Braun, Wash., 1976; его же, Wernher von Braun. Ein unglaubliches Leben, Düsseldorf — W., 1976; Bergaust E., Hull S., Rocket to the Moon, Princeton (N. J.), 1958; Bergier J., Extraterrestrial intervention: the evidence, N. Y., 1974; его же, Extraterrestrial visitation from prehistoric times to the present, Chi., 1973; Bergwin C. R., Coleman W. T., Animal astronauts: they opened the way to the stars, Englewood Cliffs (N. J.), 1963; Berman A. I., The physical principles of astronautics, N. Y.— L., 1961; Bernal J. D., The World, the Flesh and the Devil, 3 ed., L.,1970; Bernardo J. V., Aviation and Space in the modern world, N. Y., 1968; Berrill N. J., Worlds without end, a reflection on planets, life and time, N. Y., 1964; Berry A., The Iron Sun: Crossing the universe through Black Holes, L., 1977; его же, The next ten thousand years, L.— N. Y., 1974; Bielau H., Luft- und Raumfahrt in der Sowjetunion, Münch., 1969; Bil E., Hynowski B., Droga Polska na orbite, Warsz., 1978; Bil E., Rakowski J., Polak melduje z kosmosu, Warsz., 1978; Boyce C., Extraterrestrial encounter: a personal perspective, L., 1979; Biraud F., Ribes J.-C., Le dossier des civilisations extra-terrestres, P., 1970; Blasingame B. P., Astronautics, N. Y., 1964; Blumrich J. F., The spaceships of Ezekiel, N. Y., 1974; Bono Ph., Gatland K. W., Frontiers of space. The pocket encyclopedia of spaceflight in colour, N. Y., 1976; Bova B., The starflight and other improbabilities, Phil., 1973; Bracewell R. N., The Galactic Club: intelligent life in outer space, S. F., 1975; Braun W. von, Das Marsprojekt. Studie einer interplanetarischen Expedition, Fr./M., 1952 (англ. пер.— The Mars Project, Urbana [Ill.], 1953); его же, Moon. Man's greatest adventure, N. Y., 1970; его же, Space frontier, N. Y., 1971; Braun W. von, Ley W., Start in den Weltraum. Ein Buch über Raketen, Satelliten und Raumfahrzeuge, Fr./M., 1958; Braun W. von, Ordway F. I., History of rocketry and space travel, 2 ed., N. Y., 1969; их же, The rockets'red glare. An illustrated history of rocketry through the ages, Garden City, (N. Y.), 1976; Braun W. von, Whipple F., Ley W., Conquest of the Moon, N. Y., 1953; Breuer R., Kontakt mit den Sternen. Fr./M., 1978; Bright C. D., The jet makers. The aerospace industry from 1945 to 1972, Lawrence (Kan.), 1978; Bryan C. D. B., The National Air and Space Museum, N. Y., 1980; Büdeler W., To other worlds, L., 1954; Burchett W., Purdy A., I am Eagle! Gherman Titov and Martin Caidin, Indianapolis — N. Y., 1962; Burgess E., An introduction to rockets and spaceflight, L., 1956; его же, Satellites and space flight, N. Y., 1958; Caidin M., The astronauts, N. Y., 1961; его же, Countdown for tomorrow, N. Y., 1958; его же, The man-in-space dictionary. A modern glossary. N. Y., 1963; его же, Rockets and missiles. Past and future, N. Y., 1954; его же, Spaceport U. S. A. The story of Cape Canaveral and the Air Force Missile Test Center, N. Y., 1959; Calder N., Spaceships of the mind, N. Y.— L., 1978; Canby C., A history of rockets and space, N. Y., 1963; The challenge of the sputniks, ed. R. Witkin, N. Y., 1958; The challenges of space, ed. H. Odishaw, L., 1962; Charroux R., The gods unknown N. Y., 1974; Cipriano A. J., America's journeys into space, the astronauts of the United States, N. Y., 1979; Clarke A. C., The challenge of the spaceship, L., 1960; его же, The exploration of the Moon, N. Y.— L., 1954; его же, The exploration of space, 2 ed., Greenwich (Conn.), 1964; его же, Interplanetary flight, N. Y., 1951; его же, The lost worlds of «2001», N. Y., 1972; его же, The making of a Moon, N. Y., 1957; его же, Man and space, N. Y., 1966; его же, The promise of space, N. Y., 1968; его же, 2001: a space Odyssey, L., 1970; его же, Voices from the sky, N. Y., 1965; его же, The young traveller in space, L., 1954; Cleator Ph. E., Into space, N.Y., 1954; Cohen D., The ancient visitors, N. Y., 1976; Cole D. M., Beyond tomorrow. The next 50 years in space, Amherst (Wis.), 1965; Cole D. M., Cox D. W., Islands in space. The challenge of the planetoids, N. Y., 1964; Collins M., Carrying the fire. An astronaut's journes, N. Y., 1974; Collyns R., Did spacemen colonise the Earth?, L., 1974; The coming of the space age, ed. A. C. Clarke, N. Y., 1967; The complete book of outer space, ed. J. Logan, N. Y., 1957; Congreve W., A concise account of the origin and progress of the rocket system, pt 1—2, L., 1807; его же, The details of the rocket system, L., 1814; его же, Memoir on the possibility, the means and the importance of the destruction of the Boulogne Flotilla, in the present crisis, L., 1806; его же, A treatise on the general principles, powers and facility of application of the Congreve rocket system, L., 1827; его же, Mysteries of the universe, N. Y., 1967; его же, Space probes and planetary exploration, Princeton (N. J.), 1965; Cornell J., Hayes E. [eds.], Man and cosmos, N. Y., 1975; Cosmos encyclopédie, ed. A. Ducrocq, v. 1—12, P., 1970—74; Cox D., Stoiko M., Spacepower, Phil.— Toronto, 1958; Crouch T. D., The giant leap. A chronology of the Ohio aerospace events and personalities. 1815—1969, Columbus (Ohio), 1971; Cultures beyond the Earth. The role of anthropology in outer space, eds. M. Maruyama, A. Harkins, N. Y., 1975; Däniken E. von, Chariots of the Gods?, N. Y., 1971; его же, In search of ancient gods, N. Y., 1974; его же, Zurück zu den Sternen, Düsseldorf — W., 1977 (англ. пер.— Gods from outer space, N. Y., 1972); Dem M., The lost tribes from outer space, N. Y.— Toronto, 1977; Dautgerty Ch. M., Robert Goddard, trail blazer to the stars, N. Y., 1964; Dickson K. M., History of aeronautics and astronautics. A preliminary bibliography, Wash., 1968; Dione R. L., God drives a flying saucer, N. Y., 1969; Dole S. H., Habitable planets for man, N. Y., 1964; Dole S. H., Asimov I., Planets for man, L., 1965; Dorschner J., Sind wir allein im Weltall?, Lpz., 1974; Downing B. H., The Bible and Flying Saucers, L., 1974; Drake F. D., Intelligent life in space, N. Y.—L., 1962; Drake W. R., Gods or Spacemen?, Amherst (Wis.), 1964; Ducrocq A., Demain l'espace, P., 1967; его же, Le fabuleux pari sur la Lune 12 Sept. 1959, P., 1961; его же, La route du cosmos, P., 1957; Duke N., Lanchbery E. [eds.], The crowded sky. An anthology of flight from the beginnings to the age of the guided missile, L., 1959; Dupas A., La lutte pour l'espace, P., 1977; The Eagle has returned. Proceedings of the dedication conference of the International Space Hall of Fame, held at Alamogordo, New Mexico, from 5 through 9 October 1976, ed. E. A. Steinhoff, pt 1—2, San Diego (Cal.), 1976—77 (An American astronautical society publications. Science and technology, v. 43, 45); Economic impact of large public programs: the NASA experience, Salt Lake City, 1975; Edelson E., Who goes there? The search for intelligent life in the universe, N. Y., 1979; Ehrensvärd G., Man on another world, Chi.— L., 1965; Emme E. M., Aeronautics and astronautics. An American chronology of science and technology in the exploration of space. 1915—1960, Wash., 1961; Encyclopedia of space travel and astronomy, gen. ed. J. Man, L., 1979; Epstein B., Epstein S., Rocket pioneers on the road to space, N. Y., 1958; Essers I., Hermann Ganswindt. Vorkämpfer der Raumfahrt mit seinem Weltenfahrzeug seit 1881, Düsseldorf, 1977; его же, Max Valier. Ein Vorkämpfer der Raumfahrt, 1895—1930, Düsseldorf, 1968; Exobiology, ed. C. Ponnamperuma, L., Amst., 1972; Exploration of the outer solar systems, eds. E. Greenstadt, M. Dryer, D. Intriligator, N. Y., 1977 (Progress in astronautics and aeronautics, v. 50); Export of aerospace technology, ed. C. H. Tross, San Diego (Cal.), 1978 (Science and Technology Series, v. 46); Extraterrestrial intelligence. The first encounter, ed. J. L. Christian, Buffalo (N. Y.), 1976; Fairley P., The A — Z of space, 2 ed., St. Albans, 1978; Firsoff V. A., Life among the stars, L., 1974; First on the Moon, Boston (Mass.), 1970; First steps toward space: proceedings of 1-st and 2-nd History symposia of the International Academy of Astronautics, Wash., 1974; Fitzgerald R., The complete book of extraterrestrial encounters, N. Y., 1979; Freedman R., 2000 years of space travel, N. Y., 1965; Freudenthal H., LINCOS: Design of a language for cosmic intercourse, pt 1, Amst., 1960; Fritz A., Der Weltraumprofessor Hermann Oberth. Ein Leben für die Astronautik und das Abenteuer der Raumfahrt. Reutlingen, 1969; Froehlich W., Apollo — Soyuz, Wash., 1976; Frutkin A. W., International cooperation in space, Englewood Cliffs (N. J.), 1965; The future United States space program, eds. R. Johnston, A. Naumann, C. Fulcher, San Diego (Cal.), 1979 (Advances in the astronautical sciences, v. 38, pt. 1—2); De Galiana T., Dictionnaire de l'astronautique, P., 1964 (англ. пер.— Concise encyclopedia of astronautics, Glasgow — Chi., 1968);

Gardner M., The Ambidextrous universe, N. Y., 1969; Gartmann H., The men behind the space rockets, N. Y., 1956; его же, Träumer, Forscher, Konstrukteure. Das Abenteuer der Weltraumfahrt, 4 Aufl., Düsseldorf, 1958; его же, Econ Weltraum — ABC, Düsseldorf, 1958; его же, Wernher von Braun, B., 1959; Gatland K. W., Astronautics in the Sixties. A survey of current technology and future development, N. Y., 1962; его же, Spaceflight today, Los Ang., [1963]; Gatland K. W., Dempster D. D., The inhabited universe, Greenwich (Conn.), 1963; Gatland K. W., Kunesch A. M., Space travel, L., 1953; Gaul A., The complete book of space travel, N. Y., 1956; Gavin J. M., War and peace in the space age, N. Y., 1958; Gemeinsam auf der Erde und im All, B., 1979; General Dynamics corporation 2063 AD. Prophecies by distinguished Americans of man's employment of space in 2063 AD, San Diego, 1963; Goddard R. H., The papers of Robert H. Goddard, 1898—1945, eds. E. C. Goddard, G. E. Pendray, v. 1—3, N. Y., 1970; его же, Rocket development: Liquid-fuel rocket research, 1929—1941, eds. E. C. Goddard, G. E. Pendray, N. Y., 1961; Godwin F., The exploration of the Solar System, N. Y.— L., 1960; Goodwin H., The images of space, N. Y., 1965; Gove Ph. B., The imaginary voyage in prose fiction. A history of its criticism and a guide for its study, with an annotated check list of 215 imaginary voyages from 1700 to 1800, N. Y., 1941; Green R. L., Into other worlds; space flight from Lucian to Lewis, N. Y., 1958; Grey J., Enterprise, N. Y., 1979; Hale W., A treatise on the comparative merits of a rifle gun and a rotary rocket, L., 1863; Haley A. G., Rocketry and space exploration, Princeton (N. J.), 1959; Harnessing Space, ed. W. Ley, L., 1963; Harrison H., Edwards M., Spacecraft in fact and fiction, L., 1979; Hartl H., Hermann Oberth. Vorkämpfer der Weltraumfahrt, Hannover, 1958; Hartlaub G. F., Bewußtsein auf anderen Sternen? Ein kleiner Leitfaden durch die Menschheitsträume von den Planetenbewohnern, Münch., 1951; Hartman E. P., Adventures in research: a history of the Ames Research Center, 1940—1965, Wash., 1970; Henry J. P., Biomedical aspects of space flight, N. Y., 1966; Heppenheimer T. A., Colonies in space, Harrisburg (Pa), 1979; Herbert A. P., Watch this space, L., 1964; Herrmann D. B., Entdecker des Himmels, B., 1979; Herrmann J., Leben auf anderen Sternen?, Gütersloh, 1963; Heuer K., Men of other planets, N. Y., 1963; The history of rocket technology, Detroit, 1964; Holmes D. C., The search for life on other worlds, L.— Melbourne, 1967; Holroyd S., Alien intelligence, Newton Abbot (England), 1979; Hoyle F., Ten faces of the universe, L.— S. F., 1977; Huzel D. K., Peenemünde to Canaveral, Englewood Cliffs (N. J.), 1962; The illustrated encyclopedia of astronomy and space, ed. I. Ridpath, N. Y., 1976; The impact of space science on mankind, N. Y.— L., 1976; The industrialization of space, San Diego (Ca), 1978 (Advances in astronautical sciences, v. 36, pt 1—2); Interstellar communication, ed. A. G. W. Cameron, N. Y.— Amst., 1963; Into orbit, L., 1962; Jackson F., Moore P., Life in the universe, N. Y., 1962; Jacobs D. M., The UFO controversy in America, Bloomington (Ind.), 1975; Jacobs H., Jacobs R.H., Numerical (chronological) author index, 1954—1978, San Diego (Ca), 1979 (Advances in the astronautical sciences, Science and technology series, AAS history series); Jasani B. M., Outer space — Battlefield of the future?, L., 1978; Johnson M. L., Handbook of Soviet lunar and planetary explorations, San Diego (Ca), 1979; Jonas D., Jonas D., Die Außerirdischen. Leben und Intelligenz auf fremden Sternen, Z., 1977 (на англ.— Other senses, other worlds, N. Y., 1976); Kahn D., The codebreakers, N. Y., 1967; Kármán T. von, From low-speed aerodynamics to astronautics, Oxf., 1963; его же, The wind and beyond, Boston (Mass.), 1967; Kennan E. A., Harvey E. H., Mission to the Moon: a critical examination of NASA and the space program, N. Y., 1969; Killian J. R., Sputnik, scientists and Eisenhower, Camb. (Mass.) — L., 1977; Klass Ph. J., Secret sentries in space, N. Y., 1971; Koelle H. H., Kaeppeler H. J., Literature index of astronautics, Tittmoning (Obb.), 1954; Körner H., Stärker als die Schwerkraft. Vom Werden und von den Zielen der Raumfahrt, Lpz., 1960; Kosmos. Lipsia Briefmarkenkatalog, B., 1966; Lehman M., This high man: the life of Robert H. Goddard, N. Y., 1963; Lent C. P., Rocket research. History and handbook, N. Y., 1945; Leonard J. N., Flight into space, N. Y., 1953; Lethbridge T. C., The legend of the Sons of God: a fantasy?, L., 1972; Levine A. L., The future of the U. S. space program, N. Y., 1975; Lewis R. S., Appointment on the Moon. The full story of Americans in space from Explorer 1 to the lunar landing and beyond, N. Y., 1969; его же, From Vinland to Mars: thousand years of exploration, N. Y., 1976; Ley W., Beyond the solar system, N. Y., 1964; его же, The conquest of space, N. Y., 1949; его же, Die Fahrt ins Weltall, Lpz., 1929; его же, Missiles, moonprobes and megaparsecs, N. Y., 1964; его же, Rockets. The future of trave, beyond the stratosphere, N. Y., 1945; его же, Rockets, missiles and men in space, N. Y., 1968; его же, Watchers of the skies. An informal history of astronomy from Babylon to the space age, N. Y., 1969; Ley W., Braun W. von, The exploration of Mars, N. Y., 1956; Logsdon T., The rush towards the stars, Dubuque (Iowa), 1969; Lovell B., The exploration of outer space, L., 1963; Lunan D., Interstellar contact, Chi., 1975; McGowan R. A., Ordway F. I., Intelligence in the universe, Englewood Cliffs (N. J.), 1966; McVey J. W., Alone in the universe?, N. Y., 1963; его же, How we will reach the stars, N. Y., 1969; его же, Interstellar travel: past, present and future, N. Y., 1977; его же, Journey to Alpha Centauri, N. Y., 1965; его же, Whispers from space, St. Albans (England), 1976; Mallan L., Men, rockets and space rats, N. Y., 1961; его же, Secrets of spaceflight, N. Y., 1956; Man and the Moon, ed. R. S. Richardson, Cleveland (Ohio) — N. Y., 1961; Man in space, ed. K. F. Gantz, N. Y., 1959; Man on the Moon, L., 1953; Man on the Moon. The impact on science, technology and international cooperation, eds. E. Rabinowitch, R. Lewis, N. Y., 1970; Männer der Rakete in Selbstdarstellungen, Hrsg. W. Brügel, Lpz., 1933; Marder L., Time and the space-traveller, L., 1971; Materials sciences in space with applications to space processing, ed. L. Steg, N. Y., 1977 (Progress in astronautics and aeronautics, v. 52); Maurel P., L'escalade du cosmos, P., 1972; McCall R., Asimov I., Our world in space, Greenwich (Conn.), 1974; The McGraw-Hill encyclopedia of space, N. Y., 1968; Mars and the mind of man, N. Y., 1973; Michanowski G., The once and the future star, N. Y., 1977; Mielke H., Künstliche Satelliten — Raumraketen, B., 1960; его же, Transpress Lexikon Raumfahrt, 6 Aufl., B., [1980]; его же, Unternehmen Luna, Lpz., 1961, его же, Der Weg zum Mond, B., 1969; его же, Zu neuen Horizonten, Wetter — Sonne — Weltraumforschung, B., 1976; Miller J. G., Living systems, N. Y., 1978; Miller R., Space art, N. Y., 1978; Die Möglichkeit der Weltraumfahrt, Hrsg. W. Ley, Lpz., 1928; Moore P., The next fifty years in space, L., 1976; Moore P., Hardy D. A., The new challenge of the stars, L., 1977; Morrison T., Hawkins G., Pathways to the Gods. The history of Andes lines of Peru, N. Y., 1978; Murchie G., Music of the spheres, Boston (Mass.), 1962; Nayler J. L., Dictionary of astronautics, L., 1964; A New era in space transportation. Proceedings of the 27th International Astronautical Congress, ed. L. G. Napolitano, Oxf.— N. Y., 1977; New space handbook: astronautics and its applications, N. Y., 1963; The new space encyclopedia, ed. M. T. Bizony, N. Y., 1973; Oberth H., Menschen im Weltraum. Neue Projekte für Raketen- und Raumfahrt, 2 Aufl., Düsseldorf, 1957 (англ. пер.— Man into space, N. Y., 1957); его же, Das Mondauto, Düsseldorf, 1959 (англ. пер.— Moon Car, N. Y., 1959); O'Leary B., The making of an ex-astronaut, Boston (Mass.), 1970; O'Neill G. K., The high frontier: human colonies in space, N. Y.— L., 1977; Ordway F. I., Annotated bibliography of space science and technology. 1931—1961, Wash., 1962; его же, Life in other solar systems, N. Y., 1965; Ordway F. I., Adams C. C., Sharpe M. R., Dividends from space, N. Y., 1971; Ordway F. I., Gardner J. P., Sharpe M. R., Basic astronautics. An introduction to space science, engineering and medicine, Englewood Cliffs (N. J.), 1962; Ordway F. I., Sharpe M. R., The rocket team, L., 1979; Ordway F. I., Wakeford R. C., Conquering the Sun's empire, N. Y., 1963; Organizing space activities for world needs, ed. E. A. Steinhoff, Oxf., 1971 (Proceedings of the 19th International Astronautical Congress, v. 5); Outer space in world politics. ed. J. M. Goldsen, N. Y.— L., 1963; Ovenden M. W., Life in the universe. A scientific discussion, Garden City (N. Y.), 1962; Owen T., Goldsmith D., The search for life in the universe, [s. l.], 1979; Pardoe G. K. C., The challenge of space, L., 1964; Parker C., The story of speed; from the invention of the wheel to modern-day space travel, L., 1967; Parson N. A., Guided missiles in war and peace, Camb. (Mass.), 1956; Partington J. R., A history of Greek fire and gunpowder, Camb., 1960; Paul G., Unsere Nachbarn im Weltall. Auf der Suche nach ausserirdischen Intelligenzen, Münch., 1978; Peacetime uses of outer space, ed. S. Ramo, N. Y., 1961; Pendray G. E., The coming age of rocket power, N. Y.— L., 1947; Pierce Ph., Schuon K., John H., Glenn: astronaut, N. Y., 1962; Pilecki Sz., Lotnictwo i kosmonautyka. Zarys encyklopedyczny, Warsz., 1978; Powers R. W., Planetary encounters. The future of unmanned spaceflight, Harrisburg (Pa), 1978; Proell W., Bowman N. J., A handbook of space flight, 2 ed., Chi., 1958; Progress in aerospace sciences, v. 16, Oxf.— N. Y., 1976; Project Cyclops. A design study of a system for detecting extraterrestrial intelligent life, Moffett Field (Ca), 1973; Project Daedalus. The final report on the BIS starship study, ed. A. R. Martin, L., 1978; Project Satellite, ed. K. W. Gatland, N. Y.— L., 1958; Puccetti R., Persons: a study of possible moral agents in the universe, N. Y., 1969; Raumfahrtforschung, Hrsg. H. Gartmann, München, 1952; Realities of space travel, ed. L. J. Carter, N. Y.— L., 1957; Review of space research, Wash., 1962; Ridpath I., Messages from the stars, N. Y., 1978; его же, Worlds beyond: a report on the search for life in space, N. Y., 1976; Ritner P., The society of space, N. Y., 1961; Robinson D., The dangerous sky. A history of aviation medicine, Seattle (Wash.), 1973; Rocket encyclopedia illustrated, eds. J. W. Herrick, E. Burgess, Los Ang. (Cal.), 1959; Rosenthal A., Venture into space, early years of Goddard Space Flight Center, Wash., 1968; Rosholt R. L., An administrative history of NASA, 1958—1963, Wash., 1966; Ross F., Space ships and space travel, N. Y., 1961; Roy M., Tuyères, trompes, fusées et projectiles, P., 1947; Rudzinski C., Podbój kosmosu w filatelistyce, Warsz., 1963; Ruland B., Wernher von Braun. Mein Leben für Raumfahrt, Offenburg, 1969; Sable M. H., UFO guide 1947—1967, Beverly Hills (Cal.), 1967; Sagan C., The cosmic connection. An extraterrestrial perspective, Garden City (N. Y.), 1973; его же, The Dragons of Eden: speculations on the evolution of human intelligence, N. Y., 1977; его же, Other worlds, N. Y., 1975; Sänger E., Forschung zwischen Luftfahrt und Raumfahrt, 2 Aufl., Tittmonning (Obb.), 1956; его же, Raumfahrt — heute, morgen, übermorgen, Düsseldorf — W., 1963; его же, Raumfahrttechnische Überwindung des Krieges, Hamb., 1958; его же, Space flight — countdown for the future, N. Y., 1965; Sänger-Bredt I., Entwicklungsgesetze der Raumfahrt, Mainz, 1964; Scherschevsky A. B., Die Rakete für Fahrt und Flug, B., 1929; Schmidt C., Scherl A., Propeller, Düsen und Raketen, Düsseldorf, 1969; Science in space, eds. L. V. Berkner, H. Odishaw, N. Y., 1961; The search for extraterrestrial life, ed. J. S. Hanrahan, Tarzana (Cal.), 1967 (Advances in the astronautical sciences, v. 22); Selected papers from the 26th International Astronautical Congress, ed. L. G. Napolitano, N. Y., 1976; SETI: the search for extraterrestrial intelligence, eds. Ph. Morrison, J. Billingham,

J. H. Wolfe, Wash., 1977; Setright L.J.K., The power to fly, L., 1971; Shapley H., The view from a distant star, N. Y., 1967; Sharpe M. R., Development of the lifesaving rocket: a study in 19th century technological fallout, Wash., 1969; его же, «It is I, sea gull»: Valentina Tereshkowa, First woman in space, N. Y., 1975; его же, Satellites and probes: the development of unmanned space flight, L., 1970; его же, Yuri Gagarin, first man in space, [Huntsville (Ala)], 1969; Sheldon Ch. S., Review of the Soviet space program, with comparative United States data, N. Y., 1968; Shelton W. R., Countdown, the story of Cape Canaveral, Boston (Mass.) — Toronto, 1960; его же, Flights of the astronauts, Boston (Mass.), 1963; его же, Man's conquest of space, Wash., 1968; его же, Soviet space exploration. The first decade, L., 1969; Shklovskii I., Sagan C., Intelligent life in the universe, S. F., 1966; Sieger H. W., Weltraumfahrt. Austronauten. Sputniks und Raketen. Spezialkatalog der Marken des modernsten Sammelgebietes, 5 Aufl., Lorch (Württemberg), 1967; Siemienowicz C., Great art of artillery of Casimir Siemienowicz, L., 1729 (польск. изд.— Wielkiej sztuki artylerii część pierwsza, Warsz., 1963); Smith R. A., High road to the Moon, L., 1979; Smolders P., Soviets in Space, L., 1973; Sneath P. H. A., Planets and life, L., 1970; Southall I., Woomera, Sydney, 1962; Soviet writings on earth satellites and space travel, N. Y., 1958; Space and energy. Proceedings of the 26th International Astronautical Congress, ed. L. G. Napolitano, Oxf., 1977; Space-based manufacturing from nonterrestrial materials, eds. G. K. O'Neill, B. O'Leary, N. Y., 1977 (Progress in astronautics and aeronautics, v. 57); Space colonies, ed. S. Brand, Harmondsworth, 1977; Space developments for the future of mankind, L., 1980; Space exploration, eds. D. P. Le Galley, J. W. McKee, N. Y., 1964; Space flight report to the nation, eds. J. Grey, V. Grey, N. Y., 1962; Space flight. Satellites, spaceships, space stations and space travel explained, N. Y., 1958; Space Industry. America's Newest Giant, Englewood Cliffs (N. J.), 1962; Space colonies, ed. J. Grey, N. Y., 1977 (Space manufacturing facilities); The Space Environment, gen. ed. N. H. Langton, L., 1969 (Space research and technology, v. 1); Space science and astronomy. Escape from Earth, eds. T. Page, L. Page, N. Y.— L., 1976; Space science and technology books 1957—1961, Wash., 1962; Space settlements and design study, eds. R. D. Johnson, Ch. Hollrow, Wash., 1977; Speaking of space. The best from space digest, eds. R. Skinner, A. Leavitt, Boston (Mass.) — Toronto, 1962; Die Sterne rücken näher. Enzyklopädie der Weltraumfahrt, Bd 1—2, Gütersloh, 1969; Stilley F., The search: our quest for intelligent life in other space, N. Y., 1977; Stoiko M., Soviet rocketry: the first decade of achievement, Newton Abbot, 1971; его же, Soviet rocketry: past, present and future, N. Y., 1970; Stoneley J., Lawton A. T., CETI: communication with extraterrestrial intelligence, N. Y., 1976; их же, Is anyone out there?, N. Y., 1974; Story R., The space — gods revealed: a close look at the theories of Erich von Däniken, [L.], 1976; Strong J. G., Flight to the stars, N. Y., 1965; Subotowicz M., Astronautyka, Warsz., 1960; его же, Elementy astronautyki, Warsz., 1974; Świątkiewicz B., Polak w kosmosie, Warsz., 1978; Szternfeld A., Śladami kosmonautycznych koncepcji z lat 1929—1936, Szczecin, 1967; Temple R. K. G., The Sirius mystery, L., 1976; Thomas S., Satellite tracking facilities. Their history and operation, N. Y., 1963; его же, Men of space. Profiles of the leaders in space research, development and exploration, v. 1—8, Phil.— N. Y., 1960—63; Thompson G. V. E., The adventure of space travel, 2 ed., L., 1955; Trench B. L., Secret of the ages. UFO's from inside the Earth, L., 1974; его же, The sky people, L., 1960; Trepka A., Wizjoner kosmosu Konstanty Ciołkowski, Katowice, 1974; Two hundred years of flight in America. A bicentennial survey. AAS history series, v. 1, ed. E. M. Emme, San Diego (Ca), 1977; UFO's — A scientific debate, eds. C. Sagan, T. Page, Ithaca — L., 1973; United States and Soviet progress in space: summary data through 1979..., Wash., 1980; Unge W. T., Unges Fliegender Torpedo, Stockh., 1907; Unmanned exploration of the Solar System, eds. G. W. Morgenthaler, R. G. Morra, [Wash.], 1965; Valier M., Raketenfahrt, 2 Aufl., B., 1930; Van Dyke V., Pride and power: the rationale of the space program, L., 1965; Van Hoorebeeck A., La conquête de l'air. Chronologie de l'aérostation, de l'aviation et de l'astronautique, des précurseurs aux cosmonauts, v. 1—2, Verviers (Belgique), 1967; Velikovski I., Welten im Zusammenstoß, Fr./M., 1978; Verral C. S., Robert Goddard: father of the space age, Englewood Cliffs (N. J.), 1963; Vistas in astronautics, eds. M. Alperin, M. Stern, H. Wooster, L., 1958; Walters H. B., Hermann Oberth, father of space travel, N. Y.— L., 1962; его же, Wernher von Braun, rocket engineer, N. Y., 1964; Waren die Götter Astronauten? Hrsg. E. von Khuon, Düsseldorf, 1972; We seven. By the astronauts themselves, N. Y., 1962; Webb J. E., Space age management: the Large — Scale approach, N. Y., 1969; Weltraumflug UdSSR—DDR: Reportagen, Notizen, Dokumente vom ersten gemeinsamen bemannten Weltraumflug, B., 1979; Who's who in space, 1966—67, eds. N. Baker, L. Weiser, Wash., 1965; Who's who in world aviation and astronautics, v. 1—2, Wash., 1955—58; Williams B., Epstein S., The rocket pioneers on the road to space, N. Y., 1958; Winders G. H., Robert Goddard, father of rocketry, N. Y., 1963; Wison C., The chariots stillgcrash, N. Y., 1976; Wissmann G., Geschichte der Luftfahrt von Ikarus bis zur Gegenwart, 5 Aufl., B., 1979; Wołczek O., Atom, ludzie, kosmos, Warsz., 1976; Wolfe T., The right stuff, N. Y., 1979; Woodbury D. O., Around the world in 90 minutes, N. Y., 1958; World wide space activities, Wash., 1977; Worlds beyond. The everlasting frontier, Berkeley (Ca), 1978; Zaehringer A. J., Soviet space technology, N. Y., 1961; Zuerl W., Zuerls Adreßbuch der deutschen Luft-und Raumfahrt, Steinebach, 1977.

2. Ракеты и космические аппараты

Абгарян К. А., Рапопорт И. М., Динамика ракет, М., 1969; Абрамович Г. Н., Прикладная газовая динамика, 4 изд., М.,1976; Авдонин А. С.,Расчет на прочность космических аппаратов,М.,1979; Авилов М. Н.,Модели ракет,М.,1968; Автоматическая проверка оборудования самолетов и ракет. Сб. ст., [пер. с англ.], М., 1962; Автоматические планетные станции, М., 1973; Автоматические разведчики космоса. [Фотоальбом], М., 1971; Автоматические станции для изучения поверхностного покрова Луны, М., 1976; Автоматические станции «Прогноз», М., 1972; Агалаков В. С., Сире А. Ш., Космические аппараты исследуют природные ресурсы, М., 1976; их же, Метеорологические ИСЗ, М., 1977; Аксенов Е. П., Теория движения искусственных спутников Земли, М., 1977; Александров С. Г., Федоров Р. Е., Советские спутники и космические корабли, 2 изд.,М.,1961; Алексеев В., Лебедев Л., За лунным камнем, М., 1972; Алексеев В., Минчин С., Венера раскрывает тайны, 2 изд.,М.,1975; Альперт Я. Л., Гуревич А. В., Питаевский Л. П., Искусственные спутники в разреженной плазме, М., 1964; Ануреев И. И., Оружие противоракетной и противокосмической обороны, М., 1971; его же, Ракеты многократного использования, М., 1975; Аппазов Р. Ф., Лавров С. С., Мишин В. П., Баллистика управляемых ракет дальнего действия, М., 1966; Аппаратура для космических исследований. Кодирование, сжатие данных, М., 1973; Артемьев И., Искусственный спутник Земли, М., 1958; Артиллерия и ракеты, М., 1968; Астапович И. С., Каплан С. А., Визуальные наблюдения искусственных спутников Земли, М., 1957; Асташенков П. Т., Электричество на самолете и ракете, М., 1961; Атомная наука и техника в СССР, М., 1977; Атомная энергия в авиации и ракетной технике. Сб. ст., М., 1959; Аэродинамика ракет, М., 1968; Баевский А. В., Космические автоматические аппараты США для изучения Луны и окололунного пространства (1958—1968), М., 1971; Баженов В. И., Осин М. И., Посадка космических аппаратов на планеты, М., 1978; Базыкин В. В., Искусственные спутники Земли и другие космические объекты, М., 1966; Баллистическая ракета на твердом топливе, М., 1972; Барнов К. Н., Бурдаев М. Н., Мамон П. А., Динамика и принципы построения орбитальных систем космических аппаратов,М., 1975; Безопасность космических полетов, М., 1977; Белавин Н. И., Куплянский В. М., Главное оружие флота,М.,1965; Белов Г. В., Зоншайн С. И., Оскерко А. П., Основы проектирования ракет, М., 1974; Беляев Н. М., Системы наддува топливных баков ракет, М., 1976; Беляков И. Т., Борисов Ю. Д., Технологические проблемы проектирования летательных аппаратов, М., 1978; Беспилотные летательные аппараты, М., 1967; Беспримерный научный подвиг, М., 1959; Бессерер К. У., Инженерный справочник по управляемым снарядам, пер. с англ., М., 1962; Богатов Г. Б., Как было получено изображение обратной стороны Луны, М.— Л., 1960; Болгарский А. В., Мухачев Г. А., Щукин В. К., Термодинамика и теплопередача, М., 1975; Бонни Э. А., Зукроу М. Дж., Бессерер К. У., Аэродинамика. Реактивные двигатели. Практика конструирования и расчета, пер. с англ., М., 1960; Брагин Е. К., Кубарев А. Г., Противоракетная оборона, М., 1966; Бубнов И. Н., Каманин Л. Н., Обитаемые космические станции, М., 1964; Бугаенко В. Ф., Пневмоавтоматика ракетно-космических систем, М., 1979; Бургесс Э., Баллистические ракеты дальнего действия, пер. с англ., М., 1963; его же, Управляемое реактивное оружие, пер. с англ., М., 1958; Бэлью Л., Стулингер Э., Орбитальная станция «Скайлэб», пер. с англ., М., 1977; В космосе — двое. Сб., М., 1962; В космосе Николаев и Попович, М., 1963; Венеру исследуют космические аппараты,М.,1979; Вермишев Ю.Х.,Основы управления ракетами, М., 1968; Внешний теплообмен космических объектов, М., 1977; Волков Л. И., Шишкевич А. М., Надежность летательных аппаратов, М., 1975; Воллернер Н. Ф., Радиоэлектроника в освоении космоса, К., 1962; Вопросы космической энергетики. [Сб. ст.], пер. с англ., М., 1971; Воробьев Л. М., К теории полета ракет, М., 1970; его же, К теории полета реактивных аппаратов, 2 изд., М., 1979; «Восток» — «Союз» — «Салют», М., 1973; Вспомогательные системы ракетно-космической техники, пер. с англ., М., 1970; Встреча над планетой, М., 1969; Второй групповой космический полет и некоторые итоги полетов советских космонавтов на кораблях «Восток», М., 1965; Второй советский космический корабль, М., 1960; Газовая динамика космических аппаратов. Сб. ст., пер. с англ., М., 1965; Герои звездных трасс, М., 1963; Глазков Ю. Н., Хачатурьянц Л. С., Хрунов Е. В., На орбите вне корабля, М., 1977; Гнедов Г. М., Росенбаум О. Б., Шумов Ю. А., Проектирование систем контроля ракет, М., 1975; Гончаренко М. Н., Ракеты и проблема антиракет, М., 1962; Горн Л. С., Казанов Б. И., Спектрометрия ионизирующих излучений на космических аппаратах, М., 1979; Горский В. А., Кротов И. В., Ракетное моделирование, М., 1973; Григорьев Ю. Г., Радиационная безопасность космических полетов, М., 1975; Грилихес В. А., Матвеев В. М., Полуэктов В. П., Солнечные высокотемпературные источники тепла для космических аппаратов, М., 1975; Гудков А. И., Лешаков П. С., Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов, 2 изд., М., 1968; Гурин А. И., Основы механики тел переменной массы и ракетодинамики, ч. 1, М., 1960; Гутчин И. Б., Кибернетика и космические корабли, М., 1965; Гэтленд К. У., Развитие управляемых снарядов, пер. с англ., М., 1956; Два корабля в космосе. Сб. ст., М., 1962; Два чуда космической техники, М., 1967; 25 часов в космическом полете, М., 1961; Движение ракет, М., 1968; Движение ракет, пер. с франц., М., 1959; Десятый старт, М., 1968; Динамика планетохода, М., 1979; Дмитриевский А.А.,Внешняя баллистика, М.,1979; Дмитриевский А. А., Кошевой В. Н., Основы теории полета ракет, М., 1964; их же, Физические основы полета ракет, М., 1962; Доброленский Ю. П., Иванова В. И., Поспелов Г. С., Автоматика уп-

равляемых снарядов, М., 1963; Добронравов В. В., Техника космических полетов, М., 1962; Доу Р. Б., Основы теории современных снарядов, пер. с англ., М., 1964; Дракин И. И., Аэродинамический и лучистый нагрев в полете, М., 1961; его же, Основы проектирования беспилотных летательных аппаратов с учетом экономической эффективности, М., 1973; Дружкин Л. А., Литвиненко В. Г., Полеты в космос и радиоэлектроника, М., 1962; Дэвис Л., Фоллин Д., Блитцер Л., Внешняя баллистика ракет, пер. с англ., М., 1961; Евдокимов В. П., Покрас В. М., Методы обработки данных в научных космических экспериментах, М., 1977; Еськов В. Ф., Как построить модель ракеты, М., 1967; Жаков А. М., Управление баллистическими ракетами и космическими объектами, М., 1974; Жданов Г. Б., Тиндо И. П., Лаборатории в космосе, М., 1959; Зайцев Ю. И., От автоматических к орбитальным станциям в космосе, ч. 1—2, М., 1970; его же, Спутники «Космос», М.,1975; Залетаев В. М., Капинос Ю. В., Сургучев О. В., Расчет теплообмена космического аппарата, М., 1979; Зарубин В. С., Температурные поля в конструкции летательных аппаратов, 2 изд., М., 1978; Захаров А. Г., Транспортная космическая система, в кн.: Итоги науки и техники. Сер. Ракетостроение, т. 7, М., 1976; Захаров А. Г., Казаров Ю. К., Транспортные средства исследования и использования космического пространства, там же, т. 8, М., 1978; Звездная эскадрилья, М., 1969; Здравствуй, Марс!, М., 1972; Земля — космос — Земля, М., 1962; Зенгер Е., К механике фотонных ракет, пер. с нем., М., 1958; его же, Техника ракетного полета, пер. с нем., 2 изд., М., 1947; Зенгер Э., Бредт И., Дальний бомбардировщик с ракетным двигателем, пер. с нем., М., 1946; Зиньковский А. И., Радиотехника и космические полеты, М.— Л., 1960; Знакомьтесь, самолет и ракета, М., 1971; Золин Б. И., Савин Н. В., Основы теории и конструкции ракет, М., 1971; «Зонды» исследуют лунную трассу, М., 1969; Иванов Н. М., Мартынов А. И., Проблема спуска космических аппаратов в атмосферах планет, М., 1972; Иевлев В. М., Турбулентное движение высокотемпературных сплошных сред, М., 1975; Ильин В. А., Кузмак Г. Е., Оптимальные перелеты космических аппаратов с двигателями большой тяги, М., 1976; Инженерный справочник по космической технике, М., 1977; Информационно-управляющие системы космических энергетических установок, М., 1979; Ойрыш А. И., Лазарев М. И., Атом и космос, М., 1965; Иосифьян А. Г., Электромеханика в космосе, М., 1977; его же, Электротехника в космосе. Перспективы развития, М., 1979; Искусственные спутники Земли, в. 1—17, М., 1958—63; Искусственные спутники Земли. 100 вопросов и ответов, М., 1959; Искусственный спутник Земли, пер. с англ., М., 1957; Использование солнечной энергии при космических исследованиях. Сб. ст., пер. с англ., М., 1964; Исследование Луны в СССР, М., 1967; Исследования верхней атмосферы с помощью ракет и спутников, пер. с англ., М., 1961; Исследовательские и метеорологические ракеты мира. Австралия, Англия, Аргентина, Бразилия, Индия, Италия, Канада, Польша, СССР, США, Франция, Швейцария, Швеция, Япония, Л., 1979; Исследовательские ракеты для Международного геофизического года, М., 1957; Казневский В. П., Космические ракеты, М., 1961; его же, Разведчики межпланетного пространства, М., 1957; Калайда Т. Н., Химические источники электрической энергии для летательных аппаратов, Л., 1965; Кантор А. В., Аппаратура и методы измерений при испытаниях ракет, М., 1963; Каплан С. А., Как увидеть, услышать и сфотографировать искусственные спутники Земли, М., 1958; Кары-Ниязов Ш., Полет баллистических ракет, М., 1966; Кинг-Хили Д., Искусственные спутники и научные исследования, пер. с англ., М., 1963; его же, Наблюдая спутники Земли, пер. с англ., М., 1968; Киселев С. П., Ракета в воздушном океане, 2 изд., М., 1974; его же, Физические основы аэродинамики ракет, М., 1976; Князьков В. С., Рожков В. В., Боевые ракеты, М., 1977; Ковтуненко В. М., Камеко В. Ф., Яскевич Э. П., Аэродинамика орбитальных космических аппаратов, К., 1977; Колесников К. С., Динамика ракет, М., 1980; его же, Жидкостная ракета как объект регулирования, М., 1969; его же, Продольные колебания ракеты с жидкостным ракетным двигателем, М., 1971; Колесников К. С., Козлов В. И., Кокушкин В. В., Динамика разделения ступеней летательных аппаратов, М., 1977; Колесников Ю. В., Глазков Ю. Н., На орбите — космический корабль, М., 1980; Кондратьев К. Я., «Викинги» на Марсе, Л., 1977; его же, Метеорологические спутники, Л., 1963; его же, Новые зарубежные метеорологические спутники, Л., 1975; Константинов М. С., Методы математического программирования в проектировании летательных аппаратов, М., 1975; Конструирование научной космической аппаратуры, М., 1977; Конструирование управляемых снарядов, пер. с англ., М., 1963; Конструкция управляемых баллистических ракет, М., 1969; Кооий И., Ютенбогарт И., Динамика ракет, пер. с англ., М., 1950; Корлисс У. Р., Харви Д., Источники энергии на радиоактивных изотопах, пер. с англ., М., 1967; Космическая иконика. Сб. ст., М., 1973; Космическая метеорологическая система «Метеор», М., 1968; Космическая оптика. Труды 9 Международного конгресса Международной комиссии по оптике, пер. с англ., М., 1980; Космическая техника, пер. с англ., М., 1964; Космические аппараты. Сб. ст., пер. с англ., М., 1975; Космические полеты на кораблях «Союз», М., 1976; Космические станции «Салют», М., 1975; Космический марафон, М., 1970; Космический мост, М., 1967; Космическое оружие, пер. с англ. и франц., М., 1964; Космическое содружество, М., 1980; Крайко А. Н., Вариационные задачи газовой динамики, М., 1979; Крошкин М. Г., Спутник Солнца, М., 1959; Крупенио Н. Н., Радиоисследования планет с космических аппаратов, М., 1978; Кузин Р. А., Юргов В. В., Радиационный барьер на пути в космос, М., 1971; Кузнецов А. А., Надежность конструкции баллистических ракет, М., 1978; Кузнецов В. А., Ядерные реакторы космических энергетических установок, М., 1977; Кузовков Н. Т., Системы стабилизации летательных аппаратов (баллистических и зенитных ракет), М., 1976; Куландин А. А., Тимашев С. В., Иванов В. П., Энергетические системы космических аппаратов, 2 изд., М., 1979; Куликов К. А., Гуревич В. Б., Нов. облик старой Луны, М., 1974; Лазарев А. И., Николаев А. Г., Хрунов Е. В., Оптические исследования в космосе, Л., 1979; Лазарев А. И., Хрунов Е. В., Оптические наблюдения с космического корабля «Восход-2», Л., 1975; Лангемак Г. Э., Глушко В. П., Ракеты, их устройство и применение, М.— Л., 1935; Латухин А. Н., Боевые управляемые ракеты, 2 изд., М., 1978; Латышев Л. А., Введение в авиационную и космическую технику, М., 1979; Лебедев А. А., Герасюта Н. Ф., Баллистика ракет, М., 1970; Лебедев Л. А., Никитин С. А., Соколов В. Б., На пути к орбитальным станциям, М., 1971; Левантовский В. И., Механика космического полета в элементарном изложении, 3 изд., М., 1980; его же, Пути к Луне и планетам солнечной системы, М., 1965; его же, Ракетой к Луне, М., 1960; Летохов В. С., Устинов Н. Д., Мощные лазеры и их применение, М., 1980; Летные испытания ракет и космических аппаратов, М., 1979; Лобанов В. Н., Черников Д. А., В космосе — «Восток-2», М., 1961; Лох У., Динамика и термодинамика спуска в атмосфере планет, пер. с англ., М., 1966; Лукьянов А. В., Пленочные отражатели в космосе, М., 1977; Луна открывается людям, М., 1966; Лунев В. В., Гиперзвуковая аэродинамика, М., 1975; Лунная панорама, М., 1966; Ляпунов Б. В., Ракета, 2 изд., М., 1960; его же, Ракеты и межпланетные полеты, М., 1962; его же, Станция вне Земли, М., 1963; его же, Управляемые снаряды, М., 1956; Маккей Д. Б., Конструирование космических силовых установок, пер. с англ., М., 1966; Максимов Г. Ю., Теоретические основы разработки космических аппаратов, М., 1980; Малоземов В. В., Тепловой режим космических аппаратов, М., 1980; Марисов В. И., Кучеров И. К., Управляемые снаряды, М., 1959; Мартин Дж., Вход в атмосферу. Введение в теорию и практику, пер. с англ., М., 1969; Математические методы моделирования в космических исследованиях, М., 1971; Математическое обеспечение космических экспериментов, М., 1978; Межпланетный репортаж Венера — Земля, М., 1969; Мельников А. П., Аэродинамика больших скоростей. Основы газодинамики летательных аппаратов, М., 1961; Мерилл Г., Гольдберг Г., Гельмгольц Р.,Исследование операций. Боевые части.Пуск снарядов, пер. с англ., М., 1959; Методы расчетов температурных полей и теплоизоляции летательных аппаратов. Сб. ст., М., 1966; Микеладзе В.Г.,Титов В. М., Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет, 2 изд., М., 1978; Минина Л. С., Искусственные спутники Земли на службе у метеорологов, М., 1970; Минчин С. Н., Улубеков А. Т., Земля — Космос — Луна, М., 1972; Миртов Б. А., Межпланетная станция, М., 1960; Мишин В. П., Осин М. И., Введение в машинное проектирование летательных аппаратов, М., 1978; Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды, М., 1971; Морозов К. В., Бескрылые ракеты, М., 1962; его же, Космическое оружие, М., 1966; его же, Ракетное оружие на море, М., 1976; его же, Ракеты-носители космических аппаратов, М., 1975; Морозов Н. И., Баллистические ракеты стратегического назначения, М., 1974; Морозовский В.Т., Синдеев И. М., Рунов К. Д., Системы электроснабжения летательных аппаратов, М., 1973; Москаленко Г. М., Инженерные методы проектирования в ракетодинамике, М., 1974; На благо всего человечества, М., 1978; На работу в космос, М., 1976; Натанзон М. С., Продольные автоколебания жидкостной ракеты, М., 1977; Научное использование искусственных спутников Земли. Сб. ст., пер. с англ., М., 1960; Научные проблемы искусственных спутников. Сб. ст., М., 1959; Нестеренко Г. Н., Космическая авиация, М., 1969; Низкотемпературные тепловые трубы для летательных аппаратов, М., 1976; Никитин П. И., Искусственные спутники Земли, М., 1958; Николаев М. Н., Ракета против ракеты, 2 изд., М., 1963; Николаев Ю. М. Соломонов Ю. С., Инженерное проектирование управляемых баллистических ракет с РДТТ, М., 1979; Новокшонов Ю. И., Ракеты в космосе, М., 1967; Об искусственном спутнике Земли, пер. с англ., М., 1959; Обработка космической информации, М., 1976; Огнеупоры для космоса. Справочник, пер. с англ., М., 1967; Орлов А. С., Секретное оружие третьего рейха, М., 1975; Оснащение самолетного и ракетного производства, пер. с англ., М., 1967; Основы автоматического управления ядерными космическими энергетическими установками, М., 1974; Основы строительной механики ракет, М., 1969; Основы теории полета и элементы проектирования искусственных спутников Земли, М., 1974; Основы теории полета космических аппаратов, М., 1972; Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике, М., 1975; Панкратов Б. М., Полежаев Ю. В., Рудько А. К., Взаимодействие материалов с газовыми потоками, М., 1976; Панов В. В., Надежность ракет, М., 1978; Панченко Е. И., Коровкин А. С., Космическая электроэнергетика, М., 1967; Парфенов В. А., Возвращение из космоса, М., 1961; Пахута С. А., Искусственный спутник Земли, Минск, 1957; Педерсен Э. С., Атомная энергия в космосе, пер. с англ., М., 1967; Пенцак И. Н., Теория полета и конструкция баллистических ракет, М., 1974; Первое путешествие лунохода, М., 1970; Первые панорамы лунной поверхности, т. 1—2, М., 1967—69; Первые советские искусственные спутники Земли, М., 1958; Передвижная лаборатория на Луне — Луноход-1, т. 1—2, М., 1971—78; Пересада С. А., Зенитные ракетные комплексы, М., 1973; Перов В. Д., Стахеев Ю. И., Космические аппараты исследуют Луну, М., 1979; Петров В. П., Искусственный спутник Земли, М., 1958; его же, Космические станции погоды, М., 1966; его же, Ракеты мира и войны, М., 1963; Петров В. П., Сочивко А. А., Управление раке-

тами, 2 изд. М., 1963; Петров В. П., Юревич П. П., Здравствуй, Луна!, Л., 1967; Петров К. П., Аэродинамика ракет, М., 1977; Петухов Б. С., Генин Л. Г., Ковалев С. А., Теплообмен в ядерных энергетических установках, М., 1974; Пилотируемые космические корабли. Проектирование и испытания, пер. с англ., М., 1968; Плавление, кристаллизация и фазообразование в невесомости. Эксперимент «Универсальная печь» по программе «Союз» — «Аполлон», М., 1979; Победоносцев Ю. А., Искусственный спутник Земли, М., 1957; Повицкий А.С., Любин Л. Я.,Основы динамики и тепломассообмена жидкостей и газов при невесомости, М., 1972; Подвиг героев космоса, М., 1981; Подвиг на орбите, М., 1979; Полежаев Ю. В., Юревич Ф. Б., Тепловая защита, М., 1976; Пономарев А. Н., Авиация на пороге в космос, М., 1971; его же, Пилотируемые космические корабли, М., 1968; его же, Ракетоносная авиация, М., 1964; Посадка на Венере, М., 1966; Предварительные итоги научных исследований с помощью первых советских искусственных спутников Земли и ракет. Сб. ст., М., 1958; Преобразование тепла и химической энергии в электроэнергию в ракетных системах, пер. с англ., М., 1963; Прикладная аэродинамика, М., 1974; Проблемы радиационной безопасности космических полетов, М., 1964; Проблемы солнечной активности и космическая система «Прогноз», М., 1977; Программа «Джемини», М., 1967; Проектирование и испытания баллистических ракет, М., 1970; Проектирование ракетных и ствольных систем, М., 1974; Прямое преобразование энергии, пер. с англ., М., 1969; Прямое преобразование энергии. Вопросы космической энергетики, пер. с англ., М., 1975; Путь в космос, М., 1958; Пшеничнер Б. Г.,Резникова В. И., Подготовка экспедиции на Луну, М., 1966; Рабинович Б. И., Введение в динамику ракет-носителей космических аппаратов, М., 1975; Ради тебя, Земля!, М., 1971; Радиационная безопасность при космических полетах, М., 1964; Радиационная опасность при космических полетах, пер. с англ., М., 1964; Радиотехнические системы в ракетной технике, М., 1974; Разумеев В. Ф., Ковалев Б. К., Основы проектирования баллистических ракет на твердом топливе, М., 1976; Райков Л. Г., Нагрев летательных аппаратов в полете, М., 1962; Ракетное оружие капиталистических стран. [Обзор 1960—1962 гг.], М., 1962; Ракеты и противоракетная оборона. Сб. пер. ст., М., 1962; Ракеты-носители США, [б. м.], 1967; Реактивное оружие капиталистических стран. [Обзор 1957—1959 гг.], 2 изд., М., 1959; Результаты радиолокационных экспериментов, выполненных на автоматических станциях «Луна-19» и «Луна-20», М., 1974; Рождественский Ю. В., Вейнберг В. Б., Саттаров Д. К., Волоконная оптика в авиационной и ракетной технике, М., 1977; Руа М., О полезном действии и условиях применения ракетных аппаратов, пер. с франц., М.— Л., 1936; «Салют» на орбите. Основы конструкции орбитальной станции «Салют», этапы ее полета и материалы научных исследований, М., 1973; «Салют-6» — «Союз». Советский орбитальный пилотируемый научно-исследовательский комплекс, М., 1979; «Салют-6», «Союз-26», «Союз-27», «Союз-28», «Прогресс-1», М., 1978; «Салют-6» — «Союз-29» — «Прогресс-2», «Союз-30» — «Прогресс-3», «Союз-31» — «Прогресс-4», М., 1979; Саркисян С. А., Минаев Э. С., Экономическая оценка летательных аппаратов, М., 1972;Саттон Дж.,Шерман А.,Основы технической магнитной газодинамики, пер. с англ., М., 1968; Сафронов Ю. П., Андрианов Ю. Г., Инфракрасная техника и космос, М., 1978; Семеро в космосе, М., 1969; 700 тысяч километров в космосе, М., 1961; Сиверс А. П., Основы космической радиоэлектроники, М., 1969; его же, Радиоэлектроника и космос, М., 1973; Сизов Н. И., Шабловский В. К., Бортовые источники электрического питания, М., 1973; Сирицын О. А., «Пять, четыре, три...», М., 1972; Система связи через ИСЗ «Телстар», пер. с англ., М., 1965; Сифоров В. И., Радиоэлектроника в исследованиях космоса, М., 1960; Скуридин Г. А., Изучение Луны и планет космическими аппаратами, М., 1971; его же, Изучение плазменных оболочек небесных тел космическими аппаратами, М., 1972; Смирнов Г. Д., Навигационные спутники, М., 1963; Советские пилотируемые корабли и орбитальные станции, М., 1976; Советский человек в космосе, М., 1961; Сомик В. В., Коньков Н. Г., Автомат проверяет самолет и ракету, М., 1967; Сонин Е. К., Радиоэлектроника спутников, М.— Л., 1966; его же, Радиоэлектронное оборудование космических аппаратов, М., 1972; Справочник по космонавтике, М., 1966; Спутники связи, пер. с англ., М., 1966; Станции в космосе. Сб. ст., М., 1960; Стасевич Р. А., Знакомьтесь — ракета, М., 1964; 140 суток в космосе, М., 1969; Суриков Б. Т., Боевое применение ракет, М., 1965; его же, Ракетные средства борьбы с низколетящими целями, М., 1973; Тарасов Е. В., Алгоритм оптимального проектирования летательного аппарата, М., 1970; его же, Космонавтика (Механика полета и баллистическое проектирование КЛА), М., 1977; его же, Оптимальные режимы полета летательных аппаратов, М., 1963; Тейшев Е. А., Применение топливных элементов для энергопитания космических кораблей, М., 1967; Теплообмен в энергетических установках космических аппаратов, М., 1975; Теплообмен и тепловой режим космических аппаратов, пер. с англ., М., 1974; Технология производства космической аппаратуры, М., 1974; Тихонравов М. К., Ракетная техника, М., 1935; Трение и износ в вакууме, М., 1973; Труханов К. А., Рябова Т. Я., Морозов Д. Х., Активная защита космических кораблей, М., 1970; Тугоплавкие металлические материалы для космической техники. Сб. ст., пер. с англ., М., 1966; Фаворский О. Н., Каданер Я. С., Вопросы теплообмена в космосе, 2 изд., М., 1972; Феодосьев В. И., Основы техники ракетного полета, 2 изд., М., 1981; Феодосьев В. И., Синярев Г. Б., Введение в ракетную технику, 2 изд., М., 1960; Феоктистов К. П., Научный орбитальный комплекс, М., 1980; Федоров Б. Ф., Лазерные приборы и системы летательных аппаратов, М., 1979; Федоров Б. Ф., Пермяков В. Д., Космическое фотографирование, М., 1978; Федоров Е. К., Научные исследования [ионосферы] с помощью ракет и искусственных спутников Земли, М., 1958; Фидлер Д. И., Лэнди И. И., Моделирование оборудования ракеты на испытательных установках ракетных двигателей, пер. с англ., М., 1963; Физико-газодинамические баллистические исследования, Л., 1980; Физические и радиобиологические исследования на искусственных спутниках Земли, М., 1971; Физические основы ракетного оружия, 2 изд., М., 1972; Фрейндлих М. М., Ханнан К.-Г., Проблемы смазки космических кораблей, М., 1962; Фугуровский В. И., Расчет на прочность беспилотных летательных аппаратов, М., 1973; Хаффнер Д., Ядерное излучение и защита в космосе, пер. с англ., М., 1971; Хоббс М., Техника управления ракетами, пер. с англ., М., 1963; Хэмфрис Д., Ракетные двигатели и управляемые снаряды, пер. с англ., М., 1958; Чернышев В. В., Космические обитаемые станции, М., 1976; Чернышев В. Н., Лазеры в космосе, на земле и под водой, М., 1964; Чернявский Г. М., Бартенев В. А., Орбиты спутников связи, М., 1978; Честнов Ф. И., Радиостанции над планетой, М., 1963; Четверо на орбите, М., 1969; Чуев Ю. В., Крылатые ракеты, М., 1964; Чуров Е. П., Суворов Е. Ф., Космические средства судовождения, М., 1979; Шаги в космосе, М., 1965; Шапиро Я. М., Мазинг Г. Ю., Прудников Н. Е., Основы проектирования ракет на твердом топливе, М., 1968; Шибаев Н. Ф., Борьба с ракетами, М., 1965; Шидловский А. А., Основы пиротехники, 4 изд., М., 1973; Штернфельд А. А., Искусственные спутники, 2 изд., М., 1958; Шунейко И. И., Крылатые космические корабли, в сб.: Итоги науки и техники. Сер. Машиностроение. Ракетостроение. 1963—1965, М., 1966; его же, Пилотируемые полеты в Ближний космос и с посадкой на Луну, в сб.: Итоги науки и техники. Сер. Машиностроение, М., 1969; его же, Пилотируемые полеты на Луну, конструкция и характеристики «Saturn V Apollo», в сб.: Итоги науки и техники. Сер. Ракетостроение, т. 3, М., 1973; Щеверов Д. Н., Проектирование беспилотных летательных аппаратов. Системотехника и проектирование летательных аппаратов, М., 1978; Эльштейн П., Конструктору моделей ракет, пер. с польск., М., 1978; Эльясберг П. Е., Введение в теорию полета искусственных спутников Земли, М., 1965; Энергетическая, атомная, транспортная и авиационная техника. Космонавтика, М., 1969; Энергетические установки для космических аппаратов, пер. с англ., М., 1964; Эстафета космических стартов, М., 1974; Эшли Х., Инженерные исследования летательных аппаратов, пер. с англ., М., 1980; Ядерные взаимодействия в защите космических кораблей, М., 1968; Яковкин А. А., Искусственные спутники Земли, К., 1958.

Abraham L. H., Structural design of missiles and spacecraft, N. Y., 1962; Advanced composite structures, Springfield (Va), 1974; Advanced problems and methods for space flight optimization, Oxf., [1969]; Advances in space technology, ed. J. L. Nayler, L., [1962]; Aerodynamic heating and thermal protection systems,eds. L. S. Fletcher, N. Y., 1978 (Progress in astronautics and aeronautics, v. 59); Aeronautics and space report of the president. 1977 activities, Wash., 1978; Air, space and instruments, ed. S. Lees, N. Y., [1963]; Akens D. S., Rockets and rocketry, a picture history, Huntsville (Ala), 1966; Alexander T., Project Apollo. Man to the Moon, N. Y.— Evanston, 1964; American astronauts and spacecraft. A pictorial history from project Mercury through project Apollo, ed. D. Knight, [N. Y.], 1972; Apollo expeditions to the Moon, ed. E. M. Cortright, Wash., 1975; Apollo Soyuz mission report, ed. C. M. Lee, San Diego (Ca), 1977 (Advances in the astronautical sciences, v. 34); The Apollo story, comp. by V. Briggs, L., 1972; Astrodynamics 1979, San Diego (Ca), 1980 (Advances in the astronautical sciences, v. 40, p. 1—2); Baker R. M., Astrodynamics. Applications and advanced topics, N. Y.— L., 1967; Ballistic missile and space technology, ed. D. P. Le Galley, v. 1—4, N. Y.— L., 1960; Ballistic missile and space vehicle systems, eds. H. S. Seifert, K. Brown, N. Y.— L., [1961]; Barr J., Howard W. E., Polaris!, N. Y., [1960]; Beer T., The aerospace environment, L., 1976; Bergaust E., Beller W., Satellite!, 2 ed., N. Y., [1957]; Bergman J., Ninety seconds to space: the X—15 story, Garden City (N. Y.), 1960; Bester A., The life and death of a satellite, L., [1967]; Bicentennial space symposium, ed. W. C. Schneider, San Diego (Ca), 1977 (Advances in the astronautical sciences, v. 35); Booker P. J., Frewer G. C., Pardoe G. K., Project Apollo. The way to the Moon, L., 1969; Bowman N. J., The handbook of rockets and guided missiles, 2 ed., Newton Square (Pa), 1963; Boyd R. L. F., Space research by rocket and satellite, N.Y.,[1960]; Braun W. von, First men to the Moon, N. Y., [1960]; Bridgeman W., Hazard J., The lonely sky, 4 ed., N. Y., [1956]; Brooks C. G.,Grimwood J. M., Swenson L. S., Chariots for Apollo: a history of manned lunar spacecraft, Wash., 1979; Buedeler W., Operation Vanguard, L., [1957]; Burgess E., To the red planet, N. Y., 1978; Chapman J. L., Atlas: the story of a missile, N. Y., [1960]; Chester M., Kramer S., Discoverer: the story of a satellite, N. Y., [1960]; Civilian and military uses of aerospace, ed. H. E. Whipple, N. Y., 1965 (Annals of the New York Academy of Sciences, v. 134, Art. 1); The closed life-support system, Moffett Field (Ca), 1966; Collier B., The battle of the V-weapons 1944—45, N. Y., 1965; Communications satellite developments, eds. G. E. La Vean, W. G. Schmidt, v. 1—2, N. Y.— L., 1976 (Progress in astronautics and aeronautics, v. 41, 42); Communications satellite systems, ed. P. L. Bargellini, Camb. (Mass.), [1974] (Progress in astronautics and aeronautics, v. 32); Communications satellite technology, ed. P. L. Bargellini, Camb. (Mass.) — L., [1974] (Progress in astronautics and aeronautics, v. 33); Coombs Ch., Project «Apollo» Mission to the Moon, L., [1966]; его же, Skyrocketing into the unknown, N. Y., 1954; Cooper H. S. F., Thirteen: the flight that failed, N. Y., 1973; его же, A house in space, L., 1977; Corliss W. R., NASA sounding

rockets, 1958—1968. A historical summary, Wash., 1971; е р о ж е, Planetary exploration, Wash., [1971]; е р о ж е, Satellites at work, Wash., [1971]; е р о ж е, Scientific satellites, Wash., 1967; C r o s s f i e l d A. S., B l a i r C., Always another dawn. The story of a rocket test pilot, 2 ed., N. Y., 1960; Design guide to orbital flight, N. Y., 1962; Development of the Blue Streak satellite launcher, ed. D. R. Samson, Oxf., 1963; Dictionary of guided missiles and space flight, ed. G. Merril, Princeton (N. J.), [1959]; D o r n b e r g e r W., V-2 — der Schuß ins Weltall. Geschichte einer großen Erfindung, 2 Aufl., Eßlingen, [1953] (англ. пер.— L., 1954); D o w R. B., Fundamentals of advanced missiles, N. Y.— L., [1958]; E i s n e r W., America's space vehicles. A pictorial review, N. Y., [1962]; Die Erforschung des Weltraums mit Satelliten und Raumsonden, Bd 1—2, Düsseldorf, 1966 (Ingenieurwissen, Bd 9—10); E r t e l I. D., M o r s e M. L.,The Apollo spacecraft. A chronology, v. 1, Wash., 1969; E t h e l l J. L., Komet: the Messerschmitt 163, L., 1978; E v e r e s t F. K., The fastest man alive, 3 ed., N. Y., 1958; F e u c h t e r G. W., Geschichte des Luftkriegs. Entwicklung und Zukunft, Bonn, 1954; F i m m e l R., S w i n d e l l W., B u r g e s s E., Pioneer «Odyssey».Encounter with a giant, Wash., 1974; Flieger-Jahrbuch 1980. 1981. Eine internationale Umschau der Luft- und Raumfahrt, B., 1979; Flight performance handbook for orbital operations, N. Y.— L., 1963; Flight performance handbook for powered flight operations, ed. J. F. White, N. Y.— L., [1963]; F o r d B., German secret weapons: blueprint for Mars, 2 ed., N. Y., [1969]; F r a n k R. G., Z i m m e r m a n W. F., Materials for rockets and missiles, N. Y., [1959]; Fundamentals of spacecraft thermal design, ed. J. W. Lucas, Camb. (Mass.), [1972] (Progress in astronautics and aeronautics, v. 29); F u r n i s s T., A source book of rockets, spacecraft and spacemen, L., 1973; G a ł k o w s k i W., Rodowód Katiuszy, Warsz., 1972; G a t l a n d K. W., Manned spacecraft, N. Y., 1976; е р о ж е, Missiles and rockets, N. Y., [1975] (The Pocket encyclopedia of spaceflight in colour); е р о ж е, Spacecraft and boosters, L., [1964]; G a y n o r F., Aerospace dictionary, N. Y., 1960; G r e e n C., L o m a s k M., Vanguard — a history, Wash., 1970; G r i m w o o d J. M., Project «Mercury». A chronology, Wash., 1963; G r i m w o o d J. M., H a c k e r B. C., V o r z i m m e r P. J., Project Gemini: technology and operations; a chronology, Wash., 1969; G r i s s o m V., Gemini, N. Y.— L., [1968]; G u b i t z M. B., Rocketship X-15, N. Y., [1960]; A guide to Earth satellites, ed. D. Fishlock, L.— N. Y., 1971; Guided missiles. Operations, design and theory, N. Y., 1958; G u n s t o n B., The illustrated encyclopedia of the World's rockets and missiles, L., 1979; H a c k e r B. C., G r i m w o o d J. M., On the shoulders of Titans. A history of Project Gemini, Wash., 1978; H a l l i o n R. P., Supersonic flight; the story of the Bell X-1 and Douglas D-558, N. Y., [1972]; Handbook of astronautical engineering, ed. H. H. Koelle, N. Y., 1961; Handbook of satellites and space vehicles, eds. R. P. De Haviland, C. M. House, Princeton (N. J.), 1965; H a r d y D. A., Rockets and satellites, Tadworth (Surrey), 1976; H a r t m a n n W., R a p e r O., The new Mars: the discoveries of Mariner-9, Wash., 1974; H a r t t J., The mighty Thor, N. Y., [1961]; Heat transfer and thermal control systems, eds. L. S. Fletcher, N. Y., 1978 (Progress in astronautics and aeronautics, v. 60); H e i t c h u e R. D., Space systems technology, N. Y., 1968; H e r t e r E., R u p p H., Nachrichtenübertragung über Satelliten, B.— N. Y., 1979; H i l t o n W. F., Manned satellites, L., [1965]; History of German guided missiles development, eds. Th. Benecke, A. Quick, Brunswick, 1957; H o b b s M., Basics of missile guidance and space techniques, v. 1—2, N. Y., [1959]; H o l m e s J., American on the Moon: the enterprise of the sixties, Phil.— N. Y., [1962]; H o w a r d W. E., B a r r J., Spacecraft and missiles of the World, N. Y., [1966]; International Conference on antennas for aircraft and spacecraft, L., 1975; International symposium on rocket and satellite meteorology, 1, Wash., 1962, Proceedings, eds. H. Wexler, J. Caskey, Amst., 1963; I r v i n g D., The Mare's nest, 2 ed., L., [1964]; J a c o b s H., W h i t n e y E., Missile and space projects guide, N. Y., 1962; Jane's Pocket Book of research and experimental aircraft, N. Y., 1976; K a p l a n M. H., Modern spacecraft dynamics and control, N. Y., 1976; е р о ж е, Space Shuttle. America's wings to the future, Fallbrook (Ca), 1978; K e n n e d y A. J., The materials background to space technology, L., [1964]; K l e e E., M e r c k O., Damals in Peenemünde, Oldenburg — Hamburg, 1963 (англ. пер.— The birth of the missile; the secrets of Peennemünde, N. Y., 1965); K o e l l e D. E., Theorie und Technik der Raumfahrzeuge, Stuttg., 1964; K o v á c s E. V., Raketen-Einmaleins, Bonn, 1970; K r e i t h F., Radiation heat transfer for spacecraft and solar power plant design, Scranton (Pa), [1962]; L a n g e O. H., S t e i n R. J., Space carrier vehicles. Design, development and testing of launching rockets, N. Y., 1963; L e i t m a n G., Optimization techniques. With applications to aerospace systems, N. Y.— L., 1963; L e n t C. P., Rocketry: jets and rockets, N. Y., [1947]; L e w i s R. S., The voyages of Apollo. The exploration of the Moon, N. Y., [1974]; L e y W., Mariner IV to Mars, N. Y.— Toronto, [1966]; е р о ж е, Ranger to the Moon, N. Y., [1965]; L o g s d o n J. M., The decision to go to the Moon. Project Apollo and the national interest, Camb. (Mass.), 1970; Lunar missions and exploration, eds. C. T. Leondes, R. W. Vance, N. Y., 1964; L u n d g r e n W. R., Across the high Frontier..., N. Y., 1955; L u s a r R., Die deutschen Waffen und Geheimwaffen des 2. Weltkrieges. 3 Aufl., München, [1959] (англ. пер.— German secret weapons of the Second world war, N. Y., 1959); M a c k a y D. B., Design of space power plants, Englewood Cliffs (N. J.), [1963]; Man in space. v. 1, First small step, ed. A. Hall, Los Ang. (Ca), 1974; Manual on rockets and satellites, ed. L. V. Berkner, L., [1958]; M a r f e l d A. F., Das Buch der Astronautik. Technik und Dokumentation der Weltraumfahrt, [B., 1963]; Mariner mission to Venus, ed. H. J. Wheelock, N. Y., [1963]; Materials for missiles and spacecraft, ed. E. R. Parker, N. Y., [1963]; Materials in space technology, eds. G. V. F. Thompson, K. W. Gatland, L., [1963]; M c K i n l e y J. L., B e n t R. D., Basic science for aerospace vehicles, 4 ed., N. Y., [1972]; и х ж е, Electricity and electronics for aerospace vehicles, N. Y., 1961; M e d a r i s J. B., Countdown for decision, N. Y., 1960; M i e l k e H., Raketentechnik. Eine Einführung, B., 1959; е р о ж е, Raumflugtechnik. Eine Einführung, B., [1974]; Minicomputer software, eds. J. R. Bell, C. G. Bell, Amst., 1976; M o o r e P., Earth satellites, N. Y., [1956]; M o r s e M. L., B a y s J. K., The Apollo spacecraft: a chronology, v. 2, Nov. 8, 1962, Wash., 1973; M u e l l e r G. E., S p r a n g l e r E. R., Communication satellites, N. Y., [1963]; M ü n c h e b e r g H., Projekt Mercury, B., [1964]; Murmurs of Earth. The Voyager interstellar record, N. Y., 1978; N e a l R., Ace in the hole, [The story of the Minuteman missile], N. Y., 1962; N e w e l l H. E., High altitude rocket research, N. Y., 1953; N e w k i r k R., Skylab: preliminary chronology, Wash., 1973; N e w l a n I., First to Venus. The story of Mariner II, [Leicester], [1964]; N e w m a n D. B., Space vehicle electronics, Princeton (N. J.), [1964]; O r d w a y F. I., W a k e f o r d R. C., International missile and spacecraft guide, N. Y., 1960; Outer planet entry heating and thermal protection, ed. R. Viskanta, N. Y., 1979 (Progress in astronautics and aeronautics, v. 64); O v e n d e n M. W., Artificial satellites, Harmondsworth, 1960; P a r r y A., Russia's rockets and missiles, L., 1960; P a r t e l G.A., Space engineering, Dordrecht, 1970; е р о ж е (cura), Dizionario di tecnica dei razzie d'astronautica, Roma, 1955; P e d e r s e n E. S., Nuclear energy in space, Englewood Cliffs (N. J.), [1964]; P e t e r s R. L., Design of liquid, solid and hybrid rockets, N. Y., [1965]; P f a f f e H., S t a c h e P., Raumflugkörper. Ein Typenbuch, 3 Aufl., B., [1975]; Photovoltaic generators in space, P., 1978; Radiation energy conversion in space, ed. K. W. Billman, N. Y., 1978 (Progress in astronautics and aeronautics, v. 61); Radiative transfer and thermal control, ed. A. M. Smith, N. Y., 1976 (Progress in astronautics and aeronautics, v. 49); Refractory ceramics for aerospace. A materials selection handbook, Columbus (Ohio), 1964; Reliability control in aerospace equipment development. A guide for development engineers, N. Y., [1963]; Rocket exploration of the upper atmosphere, eds. R. L. F. Boyd, M. J. Seaton, L., 1954; Rockets, guns and targets, ed. J. E. Burchard, Boston (Mass.), 1948; R o s e n M. W., The Viking rocket story, N. Y., [1955]; R o s s F., Guided missiles: rockets and torpedoes, N. Y., 1951; S a l m o n M., Principes du vol balistique et spatial, P., 1962; S a p o l s k y H. M., The Polaris system development, Camb. (Mass.), 1972; Satellite communications: advanced technologies, N. Y., 1977 (Progress in astronautics and aeronautics, v. 55); Schweißen im Luft-und-Raumfahrzeugbau-Konstruktion, Werkstoffe, Schweißverfahren, Wartung, Düsseldorf, 1978 (DVS Bericht 53); S c h w i e b e r t E. G., A history of the U. S. Air force ballistic missiles, N. Y., [1965]; Scientific experiments for manned orbital flight, ed. P. C. Badgley, Wash., 1965; Scientific investigations on the Skylab satellite, N. Y., 1976 (Progress in astronautics and aeronautics, v. 48); Scientific uses of Earth satellites, ed. J. A. Van Allen, Ann Arbor (Mich.), [1956]; S h e r m a n M. M., Entry thermal protection, [Wash.], 1968; S m i t h D. D., Teleservices via satellite: experiments and future perspectives, Alphen aan den Rijn, 1978; S o l o m o n L., Telstar, [2 ed.], N. Y., [1962]; Sounding rockets, ed. Newell H. E., N. Y., 1959; Space guide. Research. Development. Production. Procurement, ed. V. F. Callahan, [2 ed.], Wash., 1962; Space logistics engineering, ed. K. Brown, L. Ely, N. Y.— L., [1962]; Space materials handbook, Reading (Mass.), [1965]; Space power systems engineering, eds. G. C. Szego, J. E. Taylor, N. Y., 1966 (Progress in astronautics and aeronautics, v. 16); Space rescue and safety 1976, ed. P. H. Bolger, San Diego (Ca), 1975 (American astronautical society science and technology series, v. 41); Space science and engineering, eds. E. Stuhlinger, G. Mesmer, N. Y., 1965; Space Shuttle, Wash., 1976; Space Shuttle missions of the 80's, San Diego (Ca), 1977 (Advances in the astronautical sciences, v. 32, p. 1—2); Space transportation systems 1980—2000, N. Y., 1978; Spacecraft materials in space environment, P., 1979; Spaceflight technology, ed. K. W. Gatland, L.— N. Y., 1960; Spacecraft thermal and environmental control systems, P., 1978; S t a f f o r d W. H., C r o f t R. M., Artificial Earth satellites and successful solar probes, 1957—1960, Wash., 1961; S t a m b l e r I., Project Gemini, N. Y., 1964; S t a n e k B., P e s e k L., Neuland Mars. Erkundung eines Planeten, Bern— Stuttg., 1976; и х ж е, Space Shuttles. Die neue Brücke ins All, Bern — Stuttg., 1975; S t e h l i n g K. R., Project Vanguard, Garden City (N. Y.), 1961; S t i l l w e l l W. H., X-15 research results, Wash., 1965; S t u h l i n g e r E., Projekt Viking. Die Eroberung des Mars, Köln, 1976; S w e n s o n L. S., G r i m w o o d J. M., A l e x a n d e r C h.C., This new ocean. A history of project Mercury, Wash., 1966; Switching theory in space technology, eds. H. Aiken, W. Main, Stanford (Ca), 1963; T a y l o r J. W. R., Rockets and satellites work like this, L., 1968; T a y l o r L. B., Space Shuttle, N. Y., 1979; Technische Zuverlässigkeit, Herausgeber: Messerschmitt-Bölkow-Blohm, B.— N. Y., 1977; Technology of lunar exploration, eds. C. I. Cummings, H. R. Lawrence, N. Y.— L., 1963; Telecommunication satellites, ed. K. W. Gatland, L., [1964]; Thermal control and radiation, ed. Ch.— L. Tien, Camb. (Mass.), [1973] (Progress in astronautics and aeronautics, v. 31); Thermophysics: applications to thermal design of spacecraft, ed. J. T. Bevans, N. Y., 1970 (Progress in astronautics and aeronautics, v. 23); Thermophysics of spacecraft and outer planet entry probes, ed. A. M. Smith, N. Y., 1977 (Progress in astronautics and aeronautics, v. 56); Thermophysics and thermal control, ed. R. Viskanta, N. Y., 1979 (Progress in astronautics and aeronautics, v. 65); T r a g e s e r M. B., H o a g D. G., Apollo spacecraft guidance system, Camb. (Mass.), 1965; T r e g a s k i s R., X-15 diary, 2 ed., N. Y., 1962; Trends in communications satellites, ed. D. J. Curtin, Oxf., 1979; The United States air force report on the ballistic missile. Its technology, logistics and strategy, ed. K. F. Gantz, Garden City (N. Y.), 1958; V a e t h

J. G., 200 miles up, 2 ed., N. Y., 1956; его же, Weather eyes in the sky. America's meteorological satellites, N. Y., 1965; Vliet R. M. van, Passive temperature control in the space environment, N. Y.— L., [1965]; Vilbig F., Kommerzielle Satelliten, München.— W., 1969; Vinh N. X., [a. o.], Hypersonic and planetary entry flight mechanics, Ann Arbor (Mich.), 1980; Wells H. T., Whiteley S. H., Karegeannes C. E., Origins of NASA names, Wash., 1976; Weyl A. R., Guided missiles, L., [1949]; Wolff W., Raketen und Raketenballistik, 2 Aufl., [B., 1966]; Yates R. F., Russel M. E., Space rockets and missiles, N. Y., [1960]; Young R. A., The flying bomb, L., 1978; Ziegler M., Rocket fighter: the story of the Messerschmitt Me 163, L., 1976; Zucrow M. J., Hoffman J. D., Gas dynamics, v. 1—2, N. Y., 1976—77; Zuverlässigkeit und Qualität in der Luft- und Raumfahrt, Düsseldorf, 1978 (VDI-Berichte 307).

3. Автоматизированные системы и комплексы управления космическими аппаратами

Безбородов В. Г., Жаков А. М., Суда космической службы, Л., 1980; Бортовая телеметрическая аппаратура космических летательных аппаратов, М., 1977; Вопросы управления космическими аппаратами, М., 1975; Дулевич В. Е., Информационные свойства радиолокационных систем, Л., 1970; Инженерный справочник по космической технике, 2 изд., М., 1977; Коростелев А. А., Автоматическое измерение координат, М., 1961; Космические радиотехнические комплексы, М., 1967; Космические траекторные измерения, М., 1969; Курский В. Н., Космическая радиотелеметрия. Основные характеристики, требования и условия работы систем космической радиотелеметрии, М., 1971; Медведев В. Н., Измерительный комплекс космодрома, в кн.: Советская военная энциклопедия, [т. 3], М., 1977; его же, Командно-измерительный комплекс, там же, [т. 4], М., 1977; его же, Управление космическими аппаратами, там же, [т. 8], М., 1980; Мещеряков И. В., Сильвестров С. Д., Цепелев А. В., Космическая навигация и космическая геодезия, М., 1978; Основы теории полета космических аппаратов, М., 1972; Радиотелеметрия, ч. 1—2, М., 1973; Сильвестров С. Д., Васильев В. В., Структура космических измерительных систем, М., 1979; Системы управления полетом космических аппаратов, М., 1978; Тепляков И. М., Калашников И. Д., Рощин Б. В., Радиолинии космических систем передачи информации, М., 1975; Точность измерения параметров движения космических аппаратов радиотехническими методами, М., 1970; Устинов Н. Г., Корабли слежения за космосом, М., 1969.

4. Космодромы

Вайнштейн В. Д., Канторович В. И., Низкотемпературные холодильные установки, М., 1972; Воронин Б. П., Столяров Н. А., Подготовка к пуску и пуск ракет, М., 1972; Ефимов М. В., Прицеливание баллистических ракет, М., 1968; Кацман М. М., Электрические машины и трансформаторы, 3 изд., М., 1971; Конофеев Н. Т., Транспортировка ракет, М., 1978; Космодром, М., 1977; Маликов В. Г., Комисарик С. Ф., Коротков А. М., Наземное оборудование ракет, М., 1971; Маликов В. Г., Шахтные пусковые установки, М., 1975; Мериллс Г., Гольдберг Г., Гельмгольц Р., Исследование операций. Боевые части. Пуск снарядов, пер. с англ., М., 1959; Михайлов В. П., Назаров Г. А., Развитие техники пуска ракет, М., 1976; их же, Космические стартовые комплексы, М., 1979; Могилевский В. Д., Наведение баллистических летательных аппаратов, М., 1976; Патрикейцев М. В., Пуск управляемых ракет, М., 1963; Победоносцев Ю. А., Кузнецов К. М., Первые старты, М., 1972; Силовые пневмоавтоматические системы, М., 1971; Справочник по физико-техническим основам криогеники, 2 изд., М., 1973; Твердовский В. Н., Космодром, М., 1976.

5. Ракетные двигатели

Абианц В. Х., Теория авиационных газовых турбин, 3 изд., М., 1979; его же, Реактивные двигатели и большие скорости, М., 1960; Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П., Теория ракетных двигателей, 3 изд., М., 1980; Бассард Р. В., Де-Лауэр Р., Ракета с атомным двигателем, пер. с англ., М., 1960; их же, Ядерные двигатели для самолетов и ракет, пер. с англ., М., 1967; Беляев Н. М., Белик Н. П., Уваров Е. И., Реактивные системы управления космических летательных аппаратов, М., 1979; Беляев Н. М., Уваров Е. И., Расчет и проектирование реактивных систем управления космических летательных аппаратов, М., 1974; Болгарский А. В., Расчет процессов в камере сгорания и сопле ЖРД, М., 1957; Болгарский А. В., Щукин В. К., Рабочие процессы в жидкостно-реактивных двигателях, М., 1953; Борисенко А. И., Газовая динамика двигателей, М., 1962; Бурдаков В. П., Данилов Ю. И., Физические проблемы космической тяговой энергетики, М., 1969; Быков В. Н., Назаров Г. А., Прищепа В. И., Космические жидкостно-ракетные двигатели, М., 1976; Ваничев А. П., Термодинамический расчет горения и истечения в области высоких температур, М., 1947; Виницкий А. М., Ракетные двигатели на твердом топливе, М., 1973; Волков Е. Б., Ракетные двигатели, М., 1969; Волков Е. Б., Головков Л. Г., Сырицын Т. А., Жидкостные ракетные двигатели, основы теории агрегатов ЖРД и двигательных установок, М., 1970; Волков Е. Б., Мазинг Г. Ю., Шишкин Ю. Н., Ракетные двигатели на комбинированном топливе, М., 1973; Волков Е. Б., Судаков Р. С., Сырицын Т. А., Основы теории надежности ракетных двигателей, М., 1974; Волков Е. Б., Сырицын Т. А., Мазинг Г. Ю., Статика и динамика ракетных двигательных установок, ч. 1—2, М., 1978; Газовые турбины двигателей летательных аппаратов; 3 изд., М., 1979; Гильберг Л. А., Электрические ракетные двигатели, М., 1968; Гильзин К. А., Двигатели невиданных скоростей, М., 1965; его же, Ракетные двигатели, М., 1950; его же, Электрические межпланетные корабли, 2 изд., М., 1970; Гликман Б. Ф., Автоматическое регулирование ЖРД, М., 1974; Глушко В. П., Ракетные двигатели ГДЛ — ОКБ, [М., 1975]; Головков Л. Г., Гибридные ракетные двигатели, М., 1976; Горев И. И., Основы производства жидкостных ракетных двигателей, М., 1969; Гришин С. Д., Основы теории ионных двигателей, М., 1972; Гришин С. Д., Лесков Л. В., Козлов Н. П., Электрические ракетные двигатели, М., 1975; Гузь А. Н., Макаренков А. Г., Чернышенко И. С., Прочность конструкций РДТТ, М., 1980; Гуров А. Ф., Расчеты на прочность и колебания в ракетных двигателях, М., 1966; Гуров А. Ф., Севрук Д. Д., Сурнов Д. Н., Конструкция и проектирование двигательных установок, 2 изд., М., 1980; Двигатели ракетные жидкостные. Термины и определения; ГОСТ 17655—80; Двигатели ракетные жидкостные малой тяги. Термины и определения; ГОСТ 22396—77. Двигательные установки ракет на жидком топливе, пер. с англ., М., 1966; Динамика и управление ядерным ракетным двигателем, М., 1974; Добровольский М. В., Жидкостные ракетные двигатели, М., 1968; Дубенец С. А., Расчет оболочек камер сгорания ЖРД на прочность, [М.], 1960; Ерохин Б. Т., Липанов А. М., Нестационарные и квазистационарные режимы работы РДТТ, М., 1977; Жуков М. Ф., Смоляков В. Я., Урюков Б. А., Электродуговые нагреватели газа (Плазмотроны), М., 1973; Зельдович Я. Б., Ривин М. А., Франк-Каменецкий Д. А., Импульс реактивной силы пороховых ракет, М., 1963; Зуев В. С., Макаров В. С., Теория прямоточных и ракетно-прямоточных двигателей, М., 1971; Иевлев В. М., Турбулентное движение высокотемпературных сплошных сред, М., 1975; Ионные, плазменные и дуговые ракетные двигатели, пер. с англ., М., 1961; Исаев А. М., Первые шаги к космическим двигателям, М., 1979; Исследование ракетных двигателей на жидком топливе. [Сб. ст.], пер. с англ., М., 1964; Исследование ракетных двигателей на твердом топливе. [Сб. ст.], пер. с англ., М., 1963; Кавитационные автоколебания в насосных системах, ч. 1—2, К., 1975; Квасников А. В., Теория жидкостных ракетных двигателей, ч. 1, Л., 1959; Колесников К. С., Рыбак С. А., Самойлов Е. А., Динамика топливных систем ЖРД, М., 1975; Конструкция и отработка РДТТ, М., 1980; Корлисс У. Р., Ракетные двигатели для космических полетов, пер. с англ., М., 1962; Крокко Л., Чжень Синь-и, Теория неустойчивости горения в жидкостных ракетных двигателях, пер. с англ., М., 1958; Кудрявцев В. М., Охлаждение ЖРД, М., 1952; Курзинер Р. И., Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета, М., 1977; Лесков Л. В., Теория электромагнитных ускорителей плазмы, М., 1973; Луарсабов К. А., Пронь Л. В., Сердюк А. В., Летные испытания ЖРД, М., 1977; Махин В. А., Миленко Н. П., Пронь Л. В., Теоретические основы экспериментальной отработки ЖРД, М., 1973; Махин В. А., Присняков В. Ф., Белик Н. П., Динамика жидкостных ракетных двигателей, М., 1969; Мебус Г. Г., Расчет ракетных двигателей, пер. с нем., М., 1959; Мелик-Пашаев Н. И., Жидкостный реактивный двигатель, М., 1959; Миленко Н. П., Сердюк А. В., Моделирование испытаний ЖРД, М., 1975; Морозов А. И., Физические основы космических электрореактивных двигателей, т. 1, М., 1978; Морозов А. И., Шубин А. П., Космические электрореактивные двигатели, М., 1975; Москвитин В. В., Сопротивление вязко-упругих материалов применительно к зарядам ракетных двигателей на твердом топливе, М., 1972; Мошкин Е. К., Нестационарные режимы работы ЖРД, 2 изд., М., 1970; его же, Развитие отечественного ракетного двигателестроения, М., 1973; Назаров Г. А., Прищепа В. И., Космические твердотопливные двигатели, М., 1980; Нестационарные процессы горения в ракетных двигателях, в сб.: Итоги науки и техники, Сер. Авиационные и ракетные двигатели, т. 2, М., 1977; Неустойчивость горения в ЖРД, пер. с англ., М., 1975; Николаев Б. А., Термодинамический расчет ракетных двигателей, М., 1960; Овсянников Б. В., Теория и расчет насосов жидкостных ракетных двигателей, М., 1960; Овсянников Б. В., Боровский Б. И., Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей, 2 изд., М., 1979; Орлов Б. В., Мазинг Г. Ю., Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе, 3 изд., М., 1979; Основы проектирования ракетно-прямоточных двигателей для беспилотных летательных аппаратов, М., 1967; Основы теории автоматического управления ракетными двигательными установками, М., 1978; Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей, 2 изд., М., 1975; Паневин И. Г., Прищепа В. И., Хазов В. Н., Космические ядерные ракетные двигатели, М., 1978; Перельман Р. Г., Двигатели галактических кораблей, М., 1962; Петрович Г. В., Ракетные двигатели ГДЛ — ОКБ. 1929—1969 гг., [М., 1969]; Плазменные ускорители, М., 1973; Плазменные и электростатические ракетные двигатели, пер. с англ., М., 1962; Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями, М., 1978; Райзберг Б. А., Ерохин Б. Т., Самсонов К. П., Основы теории рабочих процессов в ракетных системах на твердом топливе, М., 1972; Ракетные двигатели, пер. с англ., М., 1976; Ракетные двигатели, пер. с англ., М., 1962; Ратманский О. И., Кричкер И. Р., Арматура реактивных систем управления КЛА, М., 1980; Раушенбах Б. В., Вибрационное горение, М., 1961; Рожков В. В., Двигатели ракет на твердом топливе, М., 1971; Саттон Д., Ракетные двигатели. Основы теории и конструкция жидкостно-реактивных двигателей, пер. с англ., М., 1952; Сафранович В. Ф., Эмдин Л. М., Маршевые двигатели космических аппаратов. Выбор типа и параметров,

М., 1980; Сенченков А. П., Атомные ракеты и проблемы освоения космоса, М., 1964; Серебряков М. Е., Внутренняя баллистика ствольных систем и пороховых ракет, 3 изд., М., 1962; Синярев Г. Б., Добровольский М. В., Жидкостные ракетные двигатели, 2 изд., М., 1957; Соркин Р. Е., Газотермодинамика ракетных двигателей на твердом топливе, М., 1967; Степанов Г. Ю., Гогиш Л. В., Квазиодномерная газодинамика сопел ракетных двигателей, М., 1973; Стернин Л. Е., Основы газодинамики двухфазных течений в соплах, М., 1974; Сточек Н. П., Шапиро А. С., Гидравлика жидкостных ракетных двигателей, М., 1978; Сушков Ю. Н., Двигатели космических кораблей, М., 1962; Теория автоматического управления ракетными двигателями, М., 1978; Тихонов Н. Д., Системы подачи топлива жидкостных ракетных двигателей, Рига, 1960; Уимпресс Р. Н., Внутренняя баллистика пороховых ракет, пер. с англ., М., 1952; Фаворский О. Н., Фишгойт В. В., Янтовский Е. И., Основы теории космических электрореактивных двигательных установок, 2 изд., М., 1978; Феодосьев В. И., Прочность теплонапряженных узлов жидкостных ракетных двигателей, М., 1963; Физика и химия реактивного движения. Сб. 2, пер. с англ., М., 1949; Фриденсон Е. С., Будущее ракетных двигателей, М., 1965; Хайлов В. М., Химическая релаксация в соплах реактивных двигателей, М., 1975; Чебаевский В. Ф., Петров В. И., Кавитационные характеристики высокооборотных шнеко-центробежных насосов, М., 1973; Чистяков П. Г., Точность систем автоматического регулирования ЖРД и ТРД, М., 1977; Шапиро Я. М., Мазинг Г. Ю., Прудников Н. Е., Теория ракетного двигателя на твердом топливе, М., 1966; Шаулов Ю. Х., Лернер М. О., Горение в жидкостных ракетных двигателях, М., 1961; Шевелюк М. И., Теоретические основы проектирования жидкостных ракетных двигателей, М., 1960; Шевяков А. А., Автоматика авиационных и ракетных силовых установок, 3 изд., М., 1970; Шишков А. А., Газодинамика пороховых ракетных двигателей, 2 изд., М., 1974; Штулингер Э., Ионные двигатели для космических полетов, пер. с англ., М., 1966; Эдельман А. И., Топливные клапаны жидкостных ракетных двигателей, М., 1970; Электростатические ракетные двигатели. [Сб. ст.], пер. с англ., М., 1964.

Advanced propulsion systems, eds. M. Alperin, G. P. Sutton, N. Y., 1959; Advanced propellant chemistry, ed. R. T. Holzmann, Wash., 1966; Au G. F., Elektrische Antriebe von Raumfahrzeugen, Karlsruhe, 1968; Bragg S. L., Rocket engines, L., 1962; Brewer G. R., Ion-propulsion: technology and applications, N. Y.— L., 1970; Burgess E., Rocket propulsion, 2 ed., L., 1954; Cornelisse J. W., Schöyer H. F., Wakker K. F., Rocket propulsion and spaceflight dynamics, L.— S. F., 1979; Cramer K., Pai S., Magnetofluid dynamics for engineers and applied physicists, Wash., 1973; Crouch H. F., Nuclear space propulsion, Granada Hills (Ca), 1965; Electric propulsion development, ed. E. Stuhlinger, N. Y.— L., 1963 (Progress in astronautics and aeronautics, v. 9); Fiock E. F., Halpern C., Bibliography of books and published reports on gas turbines, jet propulsion and rocket power plants, 2 ed., Wash., 1951; то же, Wash., 1954; Fisher E., Advanced propulsion concepts, N. Y., 1959; Frontiers in propulsion research., ed. D. D. Papailiou, [s. l.], 1975; Goodger E. M., Principles of spaceflight propulsion, Oxf.— N. Y., 1970; Hesse W. J., Mumford N. V., Jet propulsion for aerospace applications, N. Y., 1964; Hill P. G., Peterson C. R., Mechanics and thermodynamics of propulsion, Reading (Mass.), 1965; Huggett C., Bartley C., Mills M., Solid propellant rockets, Princeton (N. J.), 1960; Hunter M. W., Thrust into space, N. Y., 1966; Huzel D. K., Huang D. H., Design of liquid propellant rocket engines, 2 ed., Wash., 1971; Jahn R. G., Physics of electric propulsion, N. Y., 1968; Jet, rocket, nuclear, ion and electric propulsion: theory and design, ed. and authored by W. H. T. Loh, B.— N. Y., 1968; Köhler H. W., Feststoffraketenantriebe, Bd 1—2, Essen, 1972; Lancaster O. E. [ed.], Jet propulsion engines, Princeton (N. J.), 1959; Liquid helium technology, Oxf.— N. Y., 1967; Liquid propellant gas generators, [Wash.], 1972; Liquid propellant rockets, Princeton (N. J.), 1960; Liquid rocket engine centrifugal flow turbopumps, [Wash.], 1973; Liquid rocket engine combustion stabilization devices, [Wash.], 1975; Liquid rocket engine injectors, [Wash.], 1976; Liquid rocket engine turbines, [s. l.], 1974; Liquid rocket valve assemblies, [Wash.], 1973; Liquid rockets and propellants, eds. L. Bollinger, M. Goldsmith, A. Lemmon, N. Y.— L., 1960 (Progress in astronautics and rocketry, v. 2); Löb H. W., Freisinger J., Ionenraketen, Braunschweig, 1967; Münzberg H. G., Flugantriebe, Grundlagen, Systematik und Technik der Luft- und Raumfahantriebe, B., 1972; Nuclear flight, The United States air force programs for atomic jets, missiles and rockets, ed. K. F. Gantz, N. Y., [1960]; Nuclear propulsion, ed. M. W. Thring, L., 1960; Nuclear thermal and electric rocket propulsion, eds. R. A. Willaume, A. Jaumotte, R. Bussard, N. Y., 1967; Ready J. F., Effects of high-power laser radiation, N. Y., 1971; Richard-Foy R., Voyages interplanétaires et énergie atomique, P., 1947; Rocket propulsion, L., 1970; Rom F. E., Nuclear rocket propulsion, Cleveland (Ohio), 1968; Ruppe H. O., Die Berechnung von Raketenmotoren für flüssige Treibstoffe, [s. l.], 1957; Schmucker R. H., Hybridraketenantriebe. Eine Einführung in theoretische und technische Probleme, München., 1972; Shepherd D. G., Aerospace propulsion, N. Y., 1972; Solid rocket technology, eds. M. Shorr, A. Zaehringer, N. Y., 1967; Stemmer J., Die Entwicklung des Raketenantriebes in allgemein verständlicher Darstellung, Bd 1—3, Zürich, 1944—45; его же, Raketenantriebe, Ihre Entwicklung, Anwendung und Zukunft, Zürich, 1952; Sutton G. P., Ross D. M., Rocket propulsion elements. An introduction to the engineering of rockets, 4 ed., N. Y., 1976; Turcotte D. L., Space propulsion, N. Y., 1965; Wiech R. E., Strauss R. F., Fundamentals of rocket propulsion, N. Y., 1960; Williams F. A., Barrére M., Huang N. C., Fundamental aspects of solid propellant rockets, Slough, 1969; Zaehringer A. J., Solid propellant rockets; an introductory handbook; second stage, Wyandotte (Mich.), 1958; Zucrow M. J., Aircraft and missile propulsion, v. 1—2, N. Y., 1964.

6. Ракетное топливо

Азерников В. З., От спички к ракетному топливу, [М.], 1961; Аксенов А. Ф., Авиационные топлива, смазочные материалы и специальные жидкости, 2 изд., М., 1970; Андреев К. К., Беляев А. Ф., Теория взрывчатых веществ, М., 1960; Бахман Н. Н., Беляев А. Ф., Горение гетерогенных конденсированных систем, М., 1967; Большаков Г. Ф., Физико-химические основы образования осадков в реактивных топливах, Л., 1972; Большаков Г. Ф., Гулин Е. И., Торичнев Н. Н., Физико-химические основы применения моторных, реактивных и ракетных топлив, М.— Л., 1965; Взрывчатые вещества и пороха, М., 1955; Вольф М. Б., Химическая стабилизация моторных и реактивных топлив, М., 1970; Вопросы горения ракетных топлив. Сб. переводов, М., 1959; Высокотемпературное ядерное топливо, 2 изд., М., 1978; Гетерогенное горение. [Сб. ст.], пер. с англ., М., 1967; Горение порошкообразных металлов в активных средах, М., 1972; Григорьев А. И., Твердые ракетные топлива, М., 1969; Детонация и двухфазное течение. Сб. ст., пер. с англ., М., 1966; Дубовкин Н. Ф., Справочник по углеводородным топливам и их продуктам сгорания, М.— Л., 1962; Жидкие и твердые ракетные топлива. Сб. переводов, М., 1959; Жидкий водород. Сб. переводов, М., 1964; Зарубежные топлива, масла и присадки, М., 1971; Зельдович Я. Б., Лейпунский О. И., Либрович В. Б., Теория нестационарного горения пороха, М., 1975; Зенгер-Бредт И., Некоторые свойства водорода и водяного пара— возможных рабочих тел ракет, пер. с англ. и нем., М., 1962; Зрелов В. Н., Пискунов В. А., Реактивные двигатели и топливо, М., 1968; Зрелов В. Н., Серегин Е. П., Жидкие ракетные топлива, М., 1975; Красногоров В., Подражающие молниям, М., 1977; Кулинич Д. Д., Огонь, энергия, ракета, М., 1963; его же, Слово о ракетном топливе, [М., 1969]; Методы оценки эксплуатационных свойств реактивных топлив и смазочных материалов. Сб. ст., М., 1966; Моторные и реактивные масла и жидкости, 4 изд., М., 1964; Моторные, реактивные и ракетные топлива, 4 изд., М., 1962; Новожилов Б. В., Нестационарное горение твердых ракетных топлив, М., 1973; Основы горения углеводородных топлив, пер. с англ., М., 1960; Папок К. К., Рагозин Н. А., Словарь по топливам, маслам, смазкам, присадкам и специальным жидкостям, 4 изд., М., 1975; их же, Технический словарь-справочник по топливу и маслам, 3 изд., М., 1963; Паушкин Я. М., Жидкие и твердые химические ракетные топлива, М., 1978; его же, Химический состав и свойства реактивных топлив, М., 1958; его же, Химия реактивных топлив, М., 1962; Пискунов В. А., Зрелов В. Н., Влияние топлив на надежность реактивных двигателей и самолетов, М., 1978; их же, Испытания топлив для авиационных реактивных двигателей, М., 1974; Процессы горения топлив в РДТТ, в сб.: Итоги науки и техники. Сер. «Авиационные и ракетные двигатели», т. 1, М., 1974; Рагозин Н. А., Реактивные топлива, 2 изд., М., 1963; Ракетные топлива. По материалам зарубежной печати, М., 1975; Резников М. Е., Топлива и смазочные материалы для летательных аппаратов, М., 1973; Рожков И. В., Алмазов О. А., Ильинский А. А., Получение жидкого водорода, М., 1967; Русчев Д. Д., Химия твердого топлива, Л., 1976; Рысс И. Г., Химия фтора и его неорганических соединений, М., 1956; Саблина З. А., Состав и химическая стабильность моторных топлив, М., 1972; Саблина З. А., Широкова Г. Б., Ермакова Т. И., Лабораторные методы оценки свойств моторных и реактивных топлив, М., 1978; Сарнер С., Химия ракетных топлив, пер. с англ., М., 1969; Свойства жидкого и твердого водорода, М., 1969; Серегин А. В., Жидкие ракетные топлива, М., 1962; Силантьев А. И., Твердые ракетные топлива, М., 1964; Современная химия ракетного топлива. [Сб. ст.], пер. с англ., М., 1972; Теория взрывчатых веществ. Сб. ст., М., 1967; Теплофизические свойства некоторых авиационных топлив в жидком и газообразном состоянии. Сб. ст., М., 1961; Теплофизические свойства рабочих сред газофазного ядерного реактора, М., 1980; Термические константы веществ. Справочник, т. 1—10, М., 1965—81; Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. Справочник, т. 1—10, М., 1971—80; Термодинамические свойства индивидуальных веществ. Справочник, 3 изд., т. 1—3, М., 1978—81; Фтор и его соединения, пер. с англ., т. 1—2, М., 1953—56; Чернышев Н. Г., Химия ракетных топлив, М.— Л., 1948; Чертков Я. Б., Большаков Г. Ф., Гулин Е. И., Топлива для реактивных двигателей, М., 1964; Шагов Ю. В., Взрывчатые вещества и пороха, М., 1976; Шамбу., Сеттерфилд Ч., Вентворс Р., Перекись водорода, пер. с англ., М., 1958; Шевченко В. А., Твердые ракетные топлива, М., 1968; Штехер М. С., Топлива и рабочие тела ракетных двигателей, М., 1976; Эксплуатационные свойства реактивных топлив при повышенных температурах. Сб. ст., М., 1959; Энглин Б. А., Применение моторных топлив при низких температурах, 2 изд., М., 1968.

The chemistry of propellants, eds. S. S. Penner, J. Ducarme, Oxf.— L., 1960; Clark J. D., Ignition! An informal history of liquid rocket propellants, New Brunswick (N. Y.), 1972; Dadieu A., Damm R., Schmidt E., Raketentreibstoffe, W.— N. Y., 1968; Experimental diagnostics in combusion of solids, eds. T. L. Boggs, B. T. Zinn, N. Y., 1978 (Progress in astronautics and aeronautics, v. 63); Experimental diagnostics in gas phase combustion systems, ed. B. T. Zinn, N. Y., 1977 (Progress in astronautics and aeronautics, v. 53); Glass-

man I., Sawyer R. F., The performance of chemical propellants, Slough, 1970; Glasstone S., Lovberg R. H., Controlled thermonuclear reactions, Princeton (N. J.), 1960; Hagenmuller P., Les propergols, P., 1966; The handling and storage of liquid propellants, Wash., 1961; Heterogeneous combustion, N. Y., 1964 (Progress in astronautics and aeronautics, v. 15); Holzmann R. T., Chemical rockets and flame and explosives technology, N. Y., 1969; Kit B., Evered D. S., Rocket propellant handbook, N. Y., 1960; Malone H. E., The analysis of rocket propellants, L.— N. Y., 1976; Patch R. W., Thermodynamic properties and theoretical rocket performance of hydrogen to 100 000 K and 1,01325 × 10⁸ N/m², Wash., 1971; Penner S. S., Chemical rocket propulsion and combustion research, N. Y., 1962; его же, Chemistry problems in jet propulsion, L.— N. Y., 1957; Rocket propellant and pressurization systems, ed. E. Ring, Englewood Cliffs (N. J.), [1964]; Roy M., Thermodynamique des systèmes propulsifs à réaction et de la turbine à gaz, P., 1947; Schmidt H. W., Handling and use of fluorine and fluorine-oxygen mixtures in rocket systems, Wash., 1967; Siegel B., Schieler L., Energetics of propellant chemistry, N. Y., 1964; Smith M., Aviation fuels, Henley-on-Thames, 1970; Solid propellant grain design and internal ballistics, [Wash.], 1972; Spalding D. B., Combustion and mass transfer, Oxf., 1979; Svehla R. A., Thermodynamic and transport properties for the hydrogen — oxygen system, Wash., 1964; Tavernier P., Boisson J., Crampel B., Propergols hautement énergétiques P., 1970; Taylor J., Solid propellant and exothermic compositions, N. Y., 1959; Technology and uses of liquid hydrogen, eds. R. B. Scott, W. H. Denton, C. M. Nicholls, Oxf.— N. Y., 1964; Turbulent combusion, ed. L. A. Kennedy, N. Y., 1978 (Progress in astronautics and aeronautics, v. 58); Warren F. A., Rocket propellants, N. Y., 1958; Wilkins R. L., Theoretical evaluation of chemical propellants, Englewood Cliffs (N. J.), 1963; Williams A., Combustion of sprays of liquid fuels, L., 1976.

7. Управление движением ракет-носителей и космических аппаратов

Автоматическое управление космическими летательными аппаратами, М., 1968; Алексеев К. Б., Бебенин Г. Г., Управление космическими летательными аппаратами, 2 изд., М., 1974; Артюхин Ю. П., Каргу Л. И., Симаев В. Л., Системы управления космических аппаратов стабилизированных вращением, М., 1979; Бажинов И. К., Ястребов В. Д., Навигация в совместном полете космических кораблей «Союз» и «Аполлон», М., 1978; Белецкий В. В., Движение спутника относительно центра масс в гравитационном поле, М., 1975; Беляев Н. М., Белик Н. П., Уваров Е. И., Реактивные системы управления космических летательных аппаратов, М., 1979; Боголюбов Н. Н., Митропольский Ю. А., Асимптотические методы в теории нелинейных колебаний, 4 изд., М., 1974; Боднер В. А., Системы управления летательными аппаратами, М., 1973; Ориентация искусственных спутников в гравитационных и магнитных полях, М., 1976; Бранец В. Н., Шмыглевский И. П., Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела, М., 1973; Бромберг П. В., Теория инерциальных систем навигации, М., 1979; Бэттин Р. Г., Наведение в космосе, пер. с англ., М., 1966; Воробьев Л. М., Астрономическая навигация летательных аппаратов, М., 1968; Гаушус Э. В., Исследование динамических систем методом точечных преобразований, М., 1976; Гироаэродинамическая система ориентации спутника, в кн.: Космическая стрела, М., 1974; Датчики и вспомогательные системы космических аппаратов. Роботы и манипуляторы, М., 1978; Динамика систем управления ракет с бортовыми цифровыми вычислительными машинами, под ред. М. С. Хитрика, С. М. Федорова, М., 1972; Добронравов В. В., Космическая навигация, М., 1956; Ермилов Ю. А., Иванова Е. Е., Пантюшин С. В., Управление сближением космических аппаратов, М., 1977; Инерциальные системы управления, пер. с англ., М., 1964; Ишлинский А. Ю., Инерциальное управление баллистическими ракетами. Некоторые теоретические вопросы, М., 1968; его же, Ориентация, гироскопы и инерциальная навигация, М., 1976; Каргу Л. И., Системы угловой стабилизации космических аппаратов, 2 изд., М., 1980; Коваленко А. П., Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами, М., 1975; Красовский А. А., Белоглазов И. Н., Чигин Г. П., Теория корреляционно-экстремальных навигационных систем, М., 1979; Лебедев А. А., Соколов В. Б., Встреча на орбите, М., 1969; Литвин-Седой М. З., Управление космическими кораблями в элементарном изложении, [М., 1967]; Лох У., Динамика и термодинамика спуска в атмосфере планет, пер. с англ., М., 1966; Микишев Г. Н., Рабинович Б. И., Динамика твердого тела с полостями, частично заполненными жидкостью, М., 1968; Моисеев Н. Н., Румянцев В. В., Динамика тела с полостями, содержащими жидкость, М., 1965; Навигация. Наведение и оптимизация управления, М., 1978; Определение ориентации искусственных спутников по данным измерений, ч. 1—2, М., 1967—68; Ориентация и стабилизация спутников, М., 1978; Охоцимский Д. Е., Голубев Ф. Ф., Сихарулидзе Ю. Г., Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу, М., 1975; Охоцимский Д. Е., Сарычев В. А., Система гравитационной стабилизации искусственных спутников, в кн.: Искусственные спутники Земли, в. 16, М., 1963; Парфенов В. А., Возвращение из космоса, М., 1961; Пономарев В. М., Теория управления движением космических аппаратов, М., 1965; Попов В. И., Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов, М., 1977; Проблемы ориентации ИСЗ, пер. с англ., М., 1966; Рабинович Б. И., Введение в динамику ракет-носителей космических аппаратов, М., 1975; Раушенбах Б. В., Токарь Е. Н., Управление ориентацией космических аппаратов, М., 1974; Сарычев В. А., Вопросы ориентации искусственных спутников, в сб.: Итоги науки и техники. Сер. Исследование космического пространства, т. 11, М., 1978; Системы управления, М., 1978; Стабилизация искусственных спутников, пер. с англ., М., 1974; Стирнс Э., Космическая навигация, пер. с англ., М., 1966; Управление в пространстве, т. 1—2, М., 1976; Управление движущимися объектами, М., 1972; Управление космическими летательными аппаратами, пер. с англ., М., 1967; Управление космическими аппаратами и кораблями, М., 1971; Управление полетом космических аппаратов, пер. с англ., М., 1963; Чепмен Д.-Р., Приближенный аналитический метод исследования входа тел в атмосферу планет, пер. с англ., М., 1962.

8. Динамика космического полёта

Аксенов Е. П., Теория движения искусственных спутников Земли, М., 1977; Белецкий В. В., Очерки о движении космических тел, 2 изд., М., 1977; его же, Движение искусственного спутника относительно центра масс, М., 1965; Брауэр Д., Клемент Д., Методы небесной механики, пер. с англ., М., 1964; Брумберг В. А., Релятивистская небесная механика, М., 1972; Гравитация и относительность, пер. с англ., М., 1965; Гребеников Е. А., Рябов Ю. А., Новые качественные методы в небесной механике, М., 1971; Дубошин Г. Н., Небесная механика. Основные задачи и методы, 3 изд., М., 1975; его же, Небесная механика. Аналитические и качественные методы, 2 изд., М., 1978; Егоров В. А., Пространственная задача достижения Луны, М., 1965; Левантовский В. И., Механика космического полета в элементарном изложении, 3 изд., М., 1980; Лидов М. Л., Охоцимский Д. Е., Тесленко Н. М., Исследование одного класса траекторий ограниченной задачи трех тел, в сб.: Космические исследования, т. 2, в. 6, М., 1964; Основы теории полета космических аппаратов, под ред. Г. С. Нариманова и М. К. Тихонравова, М., 1972; Охоцимский Д. Е., Динамика космических полетов, [М.], 1968; Пуанкаре А., Лекции по небесной механике, пер. с франц., М., 1965; Соловьев Ц. В., Тарасов Е. В., Прогнозирование межпланетных полетов, М., 1973; Справочное руководство по небесной механике и астродинамике, 2 изд., М., 1976; Субботин М. Ф., Введение в теоретическую астрономию, М., 1968; Херрик С., Астродинамика, т. 1—3, пер. с англ., М., 1976—1978; Чеботарев Г. А., Аналитические и численные методы небесной механики, М.— Л., 1965; Шарлье К., Небесная механика, пер. с нем., М., 1966; Штернфельд А. А., Введение в космонавтику, 2 изд., М., 1974; Эльясберг П. Е., Введение в теорию полета искусственных спутников Земли, М., 1965; Эскобал П., Методы определения орбит, пер. с англ., М., 1970; его же, Методы астродинамики, пер. с англ., М., 1971.

9. Космическая связь

Богатов Г. Б., Телевизионные передачи из космоса, М., 1966; Бородич С. В., Искажения и помехи в многоканальных системах радиосвязи с частотной модуляцией, М., 1976; Брацлавец П. Ф., Росселевич И. А., Хромов Л. И., Космическое телевидение, 2 изд., М., 1973; Домбровский И. А., Радиосистемы связи с искусственными спутниками Земли, М., 1964; Калашников Н. И., Системы связи через искусственные спутники Земли, М., 1969; Калашников Н. И., Быков В. Л., Крапотин О. С., Радиосвязь с помощью искусственных спутников Земли, М., 1964; Кантор Л. Я., Методы повышения помехозащищенности приема ЧМ сигналов, М., 1967; Колосов М. А., Арманд Н. А., Яковлев О. И., Распространение радиоволн при космической связи, М., 1969; Кошелев Ю. Д., Явич Л. Р., Спутники несут службу связи, М., 1969; Крэсснер Г. И., Михаелс Дж. В., Введение в системы космической связи, пер. с англ., М., 1967; Основы технического проектирования аппаратуры систем связи с помощью ИСЗ, М., 1972; Основы технического проектирования систем связи через ИСЗ, М., 1970; Петрович Н. Т., Камнев Е. Ф., Вопросы космической радиосвязи, М., 1965; Покрас А. М., Антенные устройства зарубежных линий связи через искусственные спутники Земли, М., 1965; Покрас А. М., Цирлин В. М., Кудеяров Г. Н., Системы наведения антенн земных станций спутниковой связи, М., 1978; Системы связи с использованием искусственных спутников Земли, пер. с англ., М., 1964; Спутники связи, пер. с англ., М., 1966; Спутниковая связь. Телевидение, [б. м.], 1979; Тейлор Ф. Д., Автоматическая наводка большой управляемой антенны для слежения за связными спутниками, М., 1963; Цифровые методы в космической связи, пер. с англ., М., 1969.

10. Космическая медицина и биология

Авиационная и космическая медицина. Труды 3 Всес. конференции по авиационной и космической медицине, т. 1, М., 1969; Баевский Р. М., Газенко О. Г., Реакция сердечно-сосудистой системы человека и животных в условиях невесомости. Космические исследования, 1964, т. 2, в. 2; Баевский Р. М., Физиологические методы в космонавтике, М., 1965; Биологические исследования на биоспутниках «Космос», М., 1979; Борисов В., Горлов О., Жизнь и космос, М., 1961; Бубнов И. Н., Каманин Л. Н., Обитаемые космические станции, М., 1964; Гагарин Ю., Лебедев В., Психология и космос, 3 изд., М., 1976; Человек в космосе, М., 1963; Герд М. А., Первые космонавты и первые разведчики космоса, 2 изд., М., 1965; Горлов О., Борисов В., Животные в космосе, М., 1960; Гребеников Е. А., Демин В. Г., Межпланетные полеты, М., 1965; Дадыкин В. П., Космическое растениеводство, М., 1968; Денисов В. Г., Космонавт и космический корабль, М., 1979; его же, Космонавт летает на... Земле, М., 1964; Душков Б. А., Двигательная активность человека в условиях герметокамеры и космического полета, М., 1969; Идеи

Циолковского и проблемы космонавтики. Сб. ст., М., 1974; Исаков П. К., Стасевич Р. А., Скорости, ускорения, невесомость. (Некоторые вопросы физики и физиологии применительно к полетам в атмосфере и космическом пространстве),2 изд.,М.,1962; Карпенко А. Г., Проблемы космических полетов, М., 1955; Колумбы космоса. [Сб. материалов об освоении космического пространства], М., 1961; Космическая биология и медицина, под ред. В. И. Яздовского, М., 1966; Космическая биология и медицина. Сб. ст., М., 1978; Краткий справочник по космической биологии и медицине, М., 1967; Леонов А. А., Лебедев В. И., Восприятие пространства и времени в космосе, М., 1968; их же, Психологические проблемы межпланетного полета, М., 1975; их же, Психологические особенности деятельности космонавтов, М., 1971; Медико-биологические исследования в невесомости, под ред. В. В. Парина, И. И. Касьяна, М., 1968; Медицина и космические полеты. Сб. ст., М., 1961; Мильке Х., Путь в космос. Проблемы полета в мировое пространство, пер. с нем., М., 1959; Невесомость. Физические явления и биологические эффекты, пер. с англ., М., 1964; Невесомость. (Медико-биологические исследования), М., 1974; Опарин А. И., Фесенков В. Г., Жизнь во Вселенной, М., 1956; Особенности деятельности космонавта в полете, М., 1976; Основы космической биологии и медицины, т. 1—3, М., 1975; Парин В. В., Волынкин Ю. М., Васильев П. В., Manned space flight. (Some scientific results), Moscow, 1964; Парин В. В., Космолинский Ф. П., Душков Б. А., Космическая биология и медицина, 2 изд., М., 1975; Очерки по космической физиологии, М., 1967; Предварительные итоги научных исследований с помощью первых советских искусственных спутников Земли и ракет. Сб. ст., М., 1958; Проблемы космической биологии. Сб. ст., т. 1—42, М., 1962—80; Первые космические полеты человека, под ред. Н. М. Сисакяна, В. И. Яздовского, М., 1962; Психологические проблемы космических полетов, М., 1979; Сергеев А. А., Отечественная литература по авиационной, высокогорной и космической биологии и медицине, [в. 1], М.,1969; Уманский С. П., Человек на космической орбите, М., 1974; его же, Человек в космосе, М., 1970; Фесенков В. Г., Жизнь во Вселенной, М., 1964; Фесенкова Л. М., Методологические аспекты исследований жизни в космосе, М., 1976; Фирсов В. А., Жизнь вне Земли, пер. с англ., М., 1966; Хайкин С. Э., Силы инерции и невесомость, М., 1967; Человек-оператор в космическом полете, М., 1974; Человек в условиях высотного и космического полета. Сб. ст., пер. с нем. и англ. яз., М., 1960; Человек в длительном космическом полете, пер. с англ., М., 1974; Человек вышел в космическое пространство, М., 1966; Человек под водой и в космосе, пер. с англ., М., 1967; Чхаидзе Л. В., Координация произвольных движений в условиях космического полета, М., 1965; Шарп М. Р., Человек в космосе, пер. с англ., М., 1971; Экспериментально-психологические исследования в авиации и космонавтике, М., 1978; Яздовский В. И., Биология и космос, М., 1969.

Armstrong C., Space physiology, «Journal of the British interplanetary society», 1953, v. 12, № 4; Berry Ch. A., Medical experience in the Apollo manned Spaceflight 7 to 11, «Aerospace medicine», v. 4, № 10, 1970; Gerathewohl S. J., Principles of bioaustronautics, Englewood Cliffs (N. J.), 1963; Manned flight meeting, 2d, Dallas (Texas), april 22—24, 1963, N. Y., 1963; Manned Space stations symposium, Los Ang., 1960, Proceedings, N. Y., 1960; Results of the first United States manned orbital space flight, Wash., 1962; Results of the second United States manned orbital space flight, Wash., 1962; Results of the third United States manned orbital space flight, Wash., 1962.

11. Жизнеобеспечение

Воронин Г. И., Системы кондиционирования воздуха на летательных аппаратах, М., 1973; его же, Конструирование машин и агрегатов систем кондиционирования, М., 1978; Воронин Г. И., Генин А. М., Фомин А. Г., Физиолого-гигиеническая оценка систем жизненного обеспечения космических кораблей «Восток» и «Восход». Доклад на 2 Международном симпозиуме по основным проблемам жизни человека в космическом пространстве. Париж, 14—18 июля 1965, М., 1965; Воронин Г. И., Поливода А. И., Жизнеобеспечение экипажей космических кораблей, М., 1967; их же, Современное направление в разработке систем длительного обеспечения жизнедеятельности человека, в кн.: Управляемый биосинтез и биофизика популяций, Красноярск, 1965; Второй групповой космический полет и некоторые итоги полетов советских космонавтов на кораблях «Восток», под ред. Н. М. Сисакяна, М., 1965; Генин А. М., Некоторые принципы формирования искусственной среды обитания в кабинах космических кораблей, в кн.: Проблемы космич. полетов, т. 3, М., 1964; Человек в космосе, М., 1963; Иванов Д. И., Хромушкин А. И., Системы жизнеобеспечения человека при высотных космических полетах, М., 1968; Идеи Циолковского и проблемы космонавтики. Сб., М., 1974; Князев В. Н., Основные вопросы кислородного обеспечения высотных полетов, М., 1947; Космонавтика, М., 1968 (Маленькая энциклопедия); Машкевич Т. В., Испытано на себе, М., 1978; Меньшов А. И., Космическая эргономика, Л., 1971; Медицинские проблемы безопасности полетов. Сб. ст., пер. с англ., М., 1962; Проблемы создания замкнутых экологических систем, М., 1967; Серегин А. В., Жизнеобеспечение экипажей космических кораблей, М., 1970; Системы жизнеобеспечения космических кораблей и скафандров. Сб. переводов, М., 1967; Уманский С. Я., Снаряжение летчика и космонавта, М., 1967; Человек в условиях высотного и космического полета. Сб. ст., пер. с англ. и нем. яз., М., 1960.

Burgess E., Satellites and spaceflight, N. Y., 1958; Manned spacecraft engineering design and operation, N. Y., 1964; Marfeld A. F., Das Buch der Astronautik. Technik und Dokumentation der Weltraumfahrt, B., 1963; Roth E. M., Space cabin atmospheres, pt 2, Fire and blast hazards, Wash., 1964.

12. Геофизика

Андроников В. Л., Аэрокосмические методы изучения почв, М., 1979; Аэрокосмические методы в охране природы и в лесном хозяйстве, М., 1979; Аэрокосмические исследования Земли, М., 1978; Баррет Э., Куртис Л., Введение в космическое землеведение, пер. с англ., М., 1979; Башаринов А. Е., Гурвич А. С., Егоров С. Т., Радиоизлучение Земли как планеты, М., 1974; Виноградов Б. В., Кондратьев К. Я., Космические методы землеведения, Л., 1971; Виноградов Б. В., Космические методы изучения природной среды, М., 1976; Геологическое изучение Земли из космоса, М., 1978; Григорьев А. А., Космическая индикация ландшафтов Земли, Л., 1975; Делеур М. С., Космические методы изучения снежного покрова Земли, Л., 1980; Израэль Ю. А., Экология и контроль состояния природной среды, Л., 1979; Инфракрасные спектры излучения Земли в космосе, М., 1973; Использование данных о мезомасштабных особенностях облачности в анализе погоды, Л., 1973; Использование изображений со спутников в анализе и прогнозе погоды. Техническая заметка ВМО № 124, Л., 1974; Исследование природной среды космическими средствами, т. 1—5, М., 1973—1976; Исследования природной среды с пилотируемых орбитальных станций, Л., 1972; Калинин Г. П., От аэрокосмических снимков к прогнозам и расчетам стока, Л., 1974; Калинин Г. П., Курилова Ю. В., Колосов П. А., Космические методы в гидрологии, Л., 1977; Кондратьев К. Я., Спутниковая климатология, Л., 1971; Кондратьев К. Я., Тимофеев Ю. М., Метеорологическое зондирование атмосферы из космоса, Л., 1978; Космическая геофизика, Л., 1978; Космическая стрела. Оптические исследования атмосферы, М., 1974; Космическая съемка и геологические исследования, Л., 1975; Космическая съемка и тематическое картографирование, М., 1979; Кравцова В. И., Космическое картографирование, М., 1977; Кринов Е. Л., Спектральная отражательная способность природных образований, М.— Л., 1947; Крупенко Н. Н., Радиофизические исследования планет, М., 1978; Лазарев А. И., Николаев А. Г., Хрунов Е. В., Оптические исследования в космосе, Л., 1979; Малкевич М. С., Оптические исследования атмосферы со спутников, М., 1973; Метеорологическое зондирование подстилающей поверхности из космоса, Л., 1979; Мнина Л. С., Практика нефанализа, Л., 1970; Радиационные характеристики атмосферы и земной поверхности, Л., 1969; Садов А. В., Ревзон А. Л., Аэрокосмические методы в гидрогеологии и инженерной геологии, М., 1979; Сергеев Г. А., Янутш Д. А., Статистические методы исследования природных объектов, Л., 1973; Сонечкин Д. М., Метеорологическое дешифрирование космических снимков Земли, Л., 1972; Спутниковая океанология, т. 1—2, Л., 1975—80; Толчельников Ю. С., Оптические свойства ландшафта, Л., 1974; Томсон И. Н., Анализ космических снимков при тектоно-магматических и металлогенических исследованиях, М., 1979.

13. Астрономия

Абалакин В. К., Основы эфемеридной астрономии, М., 1979; Аксенов Е. П., Теория движения искусственных спутников Земли, М., 1977; Аллен К. У., Астрофизические величины. Справочник, пер. с англ., М., 1977; Аллер Л., Атомы, звезды и туманности, пер. с англ., М., 1976; Альвен Х., Аррениус Г., Эволюция солнечной системы, пер. с англ., М., 1979; Апушкинский Г. П., Методы радиоастрономии, Л., 1979; Астрономический ежегодник СССР (изд. с 1922), Астрономический календарь. Постоянная часть, 6 изд., М., 1973; Астрономический календарь. Ежегодник. Переменная часть (изд. с 1895); Атлас микрофотографий поверхности частиц лунного реголита, Прага, 1979; Атлас обратной стороны Луны, ч. 1—3, М., 1960—75; Бакулин П. И., Блинов Н. С., Служба точного времени, 2 изд., М., 1977; Бауэр З. И., Физика планетных ионосфер, пер. с англ., М., 1976; Белецкий В. В., Очерки о движении космических тел, 2 изд., М., 1977; Блажко С. Н., Курс практической астрономии, 4 изд., М., 1979; Бронштэн В. А., Планеты и их наблюдение, 2 изд., М., 1979; Брумберг В. А., Аналитические алгоритмы небесной механики, М., 1980; Вейнберг С., Гравитация и космология. Принципы и приложения общей теории относительности, пер. с англ., М., 1975; Витинский Ю., Оль И., Сазонов Б., Солнце и атмосфера Земли, Л., 1976; Витриченко Э. А., Методы исследования астрономической оптики, М., 1980; Войткевич Г. В., Химическая эволюция солнечной системы, М., 1979; Вопросы физики и эволюции Космоса, Ер., 1978; Воронцов-Вельяминов Б. А., Внегалактическая астрономия, 2 изд., М., 1978; его же, Очерки о Вселенной, 8 изд., М., 1980; Всехсвятский С. К., Физические характеристики комет. 1971—1975, К., 1979; Вспыхивающие звезды. Тр. симпозиума..., Ер., 1977; Галактическая и внегалактическая радиоастрономия, пер. с англ., М., 1976; Галкин И. Н., Геофизика Луны, М., 1978; Гершберг Р. Е., Вспыхивающие звезды малых масс, М., 1978; Гибсон Э., Спокойное солнце, пер. с англ., М., 1977; Гинзбург В. Л., О физике и астрофизике. Какие проблемы представляются сейчас особенно важными и интересными?, 3 изд., М., 1980; его же, Теоретическая физика и астрофизика, М., 1975; Горбацкий В. Г., Космическая газодинамика, М., 1977; его же, Космические взрывы, 3 изд., М., 1979; Грей Д., Наблюдения и анализ звездных фотосфер, пер. с англ., М., 1980; Грунт из материкового района Луны, М., 1979; Гуревич В. Б., Введение в сферическую астрономию, М., 1979; Гуревич Л. Э., Чернин А. Д., Введение в космогонию. Происхождение крупномасштабной структуры Вселенной, М., 1978; Гурзадян Г. А., Вспыхивающие звезды, М., 1973; Дагаев М. М., Наблюдения звездного неба, 4 изд., М., 1978; его же, Солнечные и лунные затмения, М., 1978; Девис П., Пространство и время в современной картине Вселенной, пер. с англ.,

М., 1979; Демин В. Г., Судьба Солнечной системы. Популярные очерки по небесной механике, 2 изд., М., 1975; Дибай Э. А., Каплан С. А., Размерности и подобие астрофизических величин, М., 1976; Динамика космической плазмы, М., 1976; Динамические процессы на Солнце, Владивосток, 1978; Дружинин И. П., Сазонов Б. И., Ягодинский В. Н., Космос — Земля. Прогнозы, М., 1974; Дубошин Г. Н., Небесная механика. Аналитические и качественные методы, 2 изд., М., 1978; Дьяконова М. И., Харитонова В. Я., Явнель А. А., Химический состав метеоритов, М., 1979; Ефремов Ю. Н., В глубины Вселенной, 2 изд., М., 1977; Жарков В. Н., Внутреннее строение Земли и планет, М., 1978; Железняков В. В., Электромагнитные волны в космической плазме, М., 1977; Звездные скопления, Свердловск, 1979; Звездные скопления и двойные системы, Свердловск, 1978; Звезды и галактики в наблюдательном аспекте, Тб., 1976; Звезды типа R Северной Короны, К., 1978; Зельдович Я. Б., Новиков И. Д., Строение и эволюция Вселенной, М., 1975; их же, Теория тяготения и эволюция звезд, М., 1971; Зигель Ф. Ю., Астрономы наблюдают, М., 1977; его же, Сокровища звездного неба. Путеводитель по созвездиям и Луне, 4 изд., М., 1980; Зонн В., Галактики и квазары, пер. с польск., М.,1978; Ильевский И. Д., Сферическая астрономия, К., 1978; Инфракрасная и субмиллиметровая астрономия, пер. с англ., М., 1979; Инфракрасные методы в космических исследованиях, пер. с англ., М., 1977; Исследования космических лучей, М., 1975; Исследования по проблемам солнечно-земной физики, М., 1977; Каплан С. А., Физика звезд, 3 изд., М., 1977; Каплан С. А., Пикельнер С. Б., Физика плазмы солнечной атмосферы, М., 1977; их же, Физика межзвездной среды, М., 1979; Картографирование Луны и Марса, М., 1978; Кинг Э. А., Космическая геология, пер. с англ., М., 1979; Климишин И. А., Астрономия наших дней, 2 изд., М., 1980; Колчинский И. Г., Корсунь А. А., Родригес М. Г., Астрономы. Биографический справочник, К., 1977; Кондратьев К. Я., Сравнительная метеорология планет, Л., 1975; его же, Погода и климат на планетах, М., 1975; Кондратьев К. Я., Москаленко Н. И., Тепловое излучение планет, Л., 1977; Космическое окружение и Земля, К., 1977; Космология. Теории и наблюдения, пер. с англ., М., 1978; Космохимия Луны и планет, М., 1975; Крат В. А., Котляр Л. М., Стратосферная астрономия, Л., 1976; Крупенио Н. Н., Радиолокационные исследования Луны, М., 1971; его же, Радиофизические исследования планет, М., 1978; Ксанфомалити Л. В., Планеты, открытые заново, М., 1978; Куликов К. А., Сидоренков Н. С., Планета Земля, 2 изд., М., 1977; Куликовский П. Г., Справочник любителя астрономии, 4 изд., М., 1971; Курс астрофизики и звездной астрономии, 3 изд., т. 1, М., 1973; Курс астрофизики и звездной астрономии, т. 1—3, М., 1951—64; Курс общей астрономии, 4 изд., М., 1977; Левитан Е. П., Физика Вселенной, М., 1976; Левитт И., За пределами известного мира: от белых карликов до квазаров, пер. с англ., М., 1978; Ленг К. Р., Астрофизические формулы, пер. с англ., ч. 1—2, М., 1978; Лунариум, 2 изд., М., 1975; Лунный грунт из Моря Изобилия, М., 1974; Лунный грунт из Моря Кризисов, М., 1980; Максимачев Б. А., Комаров В. Н., В звездных лабиринтах. Ориентирование по небу, М., 1978; Максутов Д. Д., Астрономическая оптика, 2 изд., Л., 1979; Мардер Л., Парадокс часов, пер. с англ., М., 1974; Маркеев А. П., Точки либрации в небесной механике и космодинамике, М., 1978; Мартынов Д. Я., Курс общей астрофизики, 3 изд., М., 1979; его же, Курс практической астрофизики, 3 изд., М., 1977; Мельхиор П., Физика и динамика планет, пер. с франц., ч. 1—2, М., 1975—76; Метеоритика, в. 1—39, М.— Л., 1941—80; Метеоритные структуры на поверхности планет, М., 1979; Мизнер Ч., Торн К., Уилер Д., Гравитация, пер. с англ., т. 1—3, М., 1977; Митра А. П., Воздействие солнечных вспышек на ионосферу Земли, пер. с англ., М., 1977; Миттон С., Исследование галактик, пер. с англ., М., 1980; Михельсон Н. Н., Оптические телескопы. Теория и конструкция, М., 1976; Мороз В. И., Физика планеты Марс, М., 1978; Мухин Л. М., Планеты и жизнь, М., 1980; На переднем крае астрофизики, пер. с англ., М., 1979; Наблюдения и прогноз солнечной активности, пер. с англ., М., 1976; Навашин М. С., Телескоп астронома-любителя, 4 изд., М., 1979; Новиков И. Д., Эволюция вселенной, М., 1979; Нъето М. М., Закон Тициуса — Боде, пер. с англ., М., 1976; Первые панорамы лунной поверхности, т. 1—2, М., 1967—69; Передвижная лаборатория на Луне «Луноход-1», т. 1—2, М., 1971—78; Пивоваров В. Г., Еркаев Н. В., Взаимодействие солнечного ветра с магнитосферой Земли, Новосиб., 1978; Поверхность Марса, М., 1980; Проблема CETI (Связь с внеземными цивилизациями), пер. с англ., М., 1975; Проблемы метеоритики, Новосиб., 1975; Проблемы солнечной активности и космическая система «Прогноз», М., 1977; Происхождение и эволюция галактик и звезд, М., 1976; Происхождение Солнечной системы, пер. с англ. и франц., М., 1976; Развитие астрономии в СССР, М., 1967; Рис М., Руффини Р., Уилер Д., Черные дыры, гравитационные волны и космология, пер. с англ., М., 1977; Рябов Ю. А., Движения небесных тел, 3 изд., М., 1977; Сагитов М. У., Лунная гравиметрия, М., 1979; Селешников С. И., История календаря и хронология, 3 изд., М., 1977; Симоненко А. Н., Метеориты — осколки астероидов, М., 1979; Смит Ф., Пульсары, пер. с англ., М., 1979; Соболев В. В., Курс теоретической астрофизики, 2 изд., М., 1975; Солнечная система, пер. с англ., М., 1978; Солнечный ветер и геомагнитные возмущения, М., 1975; Справочное руководство по небесной механике и астродинамике, 2 изд., М., 1976; Сурков Ю. А., Гамма-спектрометрия в космических исследованиях, М., 1977; Тейлер Р. Дж., Происхождение химических элементов, пер. с англ., М., 1975; Тектоника и структурная геология. Планетология, М., 1976; Тесные двойные звездные системы и их эволюция, М., 1976; Уралов С. С., Курс геодезической астрономии, М., 1980; Фесенков В. Г., Солнце и солнечная система, М., 1976; Физика космоса, М., 1976 (Маленькая энциклопедия); Физика солнечной активности. [Сб. ст.], М., 1976; Физика Солнца. Исследования по физике солнечной активности, М., 1979; Философские проблемы астрономии 20 века, М., 1976; Флоренский К. П., Базилевский А. Т., Николаева О. В., Лунный грунт: свойства и аналоги, М., 1975; Фронделл Д. У., Минералогия Луны, пер. с англ., М., 1978; Цесевич В. П., Переменные звезды и их наблюдение, М., 1980; его же, Что и как наблюдать на небе, 5 изд., М., 1979; Черкасов И. И., Шварев В. В., Грунтоведение Луны, М., 1979; Черные дыры. Сб. ст., пер. с англ., М., 1978; Чечев В.П., Крамаровский Я. М., Радиоактивность и эволюция Вселенной, М., 1978; Шевченко В. В., Современная селенография, М., 1980; Шингарева К. Б., Бурба Г. А., Лунная номенклатура. Обратная сторона Луны, 1961—1973, М., 1977; Шкловский И. С., Вселенная, жизнь, разум, 5 изд., М., 1980; Штифель Е., Шейфеле Г., Линейная и регулярная небесная механика, пер. с англ., М., 1975; Щеглов П. В., Проблемы оптической астрономии, М., 1980; Энциклопедический словарь юного астронома, М., 1980; Эруптивные звезды, М., 1970; Эффекты солнечной активности в нижней атмосфере, Л., 1977; Юпитер, т. 1—3, пер. с англ., М., 1978—1979.

14. Международное сотрудничество и космические программы

Бушуев К. Д., Подготовка и осуществление программы ЭПАС, М., 1976; Верещетин В. С., Космос и международное сотрудничество, М., 1971; Гольдовский Д. Ю., Космические программы западноевропейских стран, М., 1978; его же, Космонавтика за рубежом, М., 1980; Козырев В. И., Никитин С. А., Полеты по программе «Интеркосмос», М., 1980; Космические исследования, выполненные в СССР. Доклады КОСПАР, М., 1973—80; Космическое содружество, М., 1980; Орбиты сотрудничества. Международные связи СССР в исследовании и использовании космического пространства, М., 1975; Освоение космического пространства в СССР (1957—1978), М., 1971—80; Петров Б. Н., Космические исследования и научно-технический прогресс, М., 1971; его же, Орбиты творческого содружества, «Коммунист», 1977, № 7; его же, Программа «Интеркосмос» — широкое научное сотрудничество, в кн.: Наука и человечество. 1979. Международный ежегодник, М., 1979; Петрунин С. В., Советско-французское сотрудничество в космосе, М., 1980; По программе «Интеркосмос», М., 1976; Программа «Союз» — «Аполлон» в действии, М., 1975; Рукопожатие в космосе, М., 1975; Сотрудничество СССР и Франции в области космических исследований, М., 1973; СССР. Сотрудничество в космосе, М., 1975; «Союз-22» исследует Землю. Совместное издание АН СССР и АН ГДР, М., 1980.

15. Международное космическое право

Бордунов В. Д., Марков В. Н., Космос. Земля. Право, М., 1978; Василевская Э. Г., Правовые проблемы освоения Луны и планет, М., 1974; её же, Правовой статус природных ресурсов Луны и планет, М., 1978; Верещетин В. С., Космос. Сотрудничество. Право, М., 1974; его же, Международное сотрудничество в космосе. Правовые вопросы, М., 1977; Дудаков Б. Г., Колосов Ю. М., Массовая информация через космос, М., 1975; Жуков Г. П., Космос и международные отношения, М., 1961; его же, Космическое право, М., 1966; его же, Международное космическое право, М., 1971; Задорожный Г. П., Атом, космос, мировая политика, М., 1958; Ойрыш А. И., Лазарев М. И., Атом и космос, М., 1965; Каменецкая Е. П., Космос и международные организации, М., 1980; Ковалев Ф. Н., Чепров И. И., На пути к космическому праву, М., 1962; Колосов Ю. М., Борьба за мирный космос, М., 1968; его же, Массовая информация и международное право, М., 1974; Космос и международное право. Сб. ст., М., 1962, Космос и международное сотрудничество. Сб. ст., М., 1963; Космос и проблема всеобщего мира, М., 1966; Космос и право, М., 1980; Международное космическое право, М., 1974; Нозари Ф., Космическое право, пер. с англ., М., 1979; Осницкая Г. А., Освоение космоса и международное право, М., 1962; Пирадов А. С., Космос и международное право, М., 1970; Правовые аспекты использования искусственных спутников для целей метеорологии и радиосвязи, М., 1970; Рубанов А. А., Международная космическо-правовая имущественная ответственность, М., 1977; Тенденции развития космического права, М., 1971; Чепров И. И., Новые проблемы международного права, М., 1969; Эмин В. Г., Космические аппараты и международное право, М., 1972; Kuo Lee Li, World wide space law bibliography, Montreal, 1978 (библ. указатель).

ОСНОВНЫЕ СОБЫТИЯ РАКЕТОСТРОЕНИЯ И КОСМОНАВТИКИ (1903—84)

1903

Май — Опубликование в России работы К. Э. Циолковского «Исследование мировых пространств реактивными приборами». В 1911—12 издана вторая часть этой работы, в 1914 — дополнение.

1912

15 ноября — Доклад Р. Эно-Пельтри «Соображения о результатах неограниченного уменьшения веса моторов» (Considération sur les résultats d'un allégement indéfini des moteurs) на заседании французского физического общества; опубликован в марте 1913.

1921

1 марта — Начало работы в Москве первой советской организации по разработке ракетных снарядов (Лаборатория для разработки изобретений Н. И. Тихомирова, впоследствии Газодинамическая лаборатория).

Июль — сентябрь — Испытания Р. Годдардом первых экспериментальных ЖРД (США).

1923

Июнь — Опубликование в Германии работы Г. Оберта «Ракета в космическое пространство» (Die Rakete zu den Planetenräumen). В 1925 вышло 2-е издание, в 1929 — третье, переработанное и расширенное, под другим названием.

1924

20 июня — Организация в Москве Общества изучения межпланетных сообщений.

1925

Ноябрь — Опубликование в Германии работы В. Гомана «Возможность достижения небесных тел» (Die Erreichbarkeit der Himmelskörper).

1926

16 марта — Пуск Р. Годдардом первой ракеты с ЖРД (США).

1927

24 апреля — Открытие в Москве Первой мировой выставки межпланетных аппаратов и механизмов.

5 июля — Создание И. Винклером в Бреслау (ныне Вроцлав) немецкого Общества межпланетных сообщений (Verein für Raumschiffahrt).

1928

11 июня — Первый полёт пилотируемого ракетного аппарата [полёт Ф. Штамера на планёре «Утка» (Ente) конструкции А. Липпиша с РДТТ Ф. Зандера, Германия].

1929

Январь — Опубликование в СССР работы Ю. В. Кондратюка «Завоевание межпланетных пространств».

15 мая — Организация в Газодинамической лаборатории (Ленинград) подразделения В. П. Глушко по разработке ЭРД, ЖРД и жидкостных ракет, положившего начало созданию ГДЛ — ОКБ — первой советской организации по разработке ЖРД.

Июль — Начало испытаний В. П. Глушко первого экспериментального ЭРД (СССР).

Октябрь — Опубликование в СССР работы К. Э. Циолковского «Космические ракетные поезда».

1930

4 апреля — Организация в Нью-Йорке Американского межпланетного общества (American Interplanetary Society).

1931

Начало испытаний В. П. Глушко первого советского экспериментального ЖРД (ОРМ).

1932

Май — Завершение издания в СССР серии книг Н. А. Рынина «Межпланетные сообщения» (с 1928 вышло 9 выпусков).

14 июля — Принятие президиумом Центрального совета Осоавиахима решения о задачах и структуре Московской Группы изучения реактивного движения (существовавшей с осени 1931 общественной организации МосГИРД).

Сентябрь — Опубликование в СССР работы Ф. А. Цандера «Проблема полёта при помощи реактивных аппаратов».

1933

Май — Опубликование в Германии работы Э. Зенгера «Техника ракетного полёта» (Raketenflugtechnik).

17 августа — Пуск первой ракеты с гибридным РД («ГИРД-09» конструкции М. К. Тихонравова, СССР).

21 сентября — Приказ Реввоенсовета СССР о создании в Москве Реактивного научно-исследовательского института.

Октябрь — Организация Ф. Клитором в Ливерпуле Британского межпланетного общества (British Interplanetary Society).

25 ноября — Пуск первой советской ракеты с ЖРД («ГИРД-10»).

1935

Январь — Опубликование в СССР работы С. П. Королёва «Ракетный полет в стратосфере» (датирована 1934).

Ноябрь — Опубликование в СССР работы Г. Э. Лангемака и В. П. Глушко «Ракеты, их устройство и применение».

1937

Октябрь — Опубликование в СССР работы А. А. Штернфельда «Введение в космонавтику».

1939

Июнь — Первый полёт ракетного самолёта (экспериментальный самолёт He-176 фирмы Э. Хейнкеля с ЖРД конструкции Х. Вальтера, Германия).

1948

10 октября — Первый полёт советской баллистической ракеты Р-1, созданной под руководством С. П. Королёва.

1950

30 сентября — 3 октября — Первый Международный астронавтический конгресс (Париж); принято решение о создании Международной астронавтической федерации (МАФ).

1951

29 июля — Пуск первой ракеты с животными (СССР).

1953

18 февраля — Организация Комиссии АН СССР для координации работ по исследованию и использованию космического пространства.

1955

12 февраля — Принятие решения о строительстве первого космодрома (Байконур, СССР).

1956

Январь — Опубликование в ФРГ книги Э. Зенгера «К механике фотонных ракет» (Zur Mechanik der Photonen-Strahlantriebe).

1957

21 августа — Пуск первой межконтинентальной баллистической ракеты, использовавшейся в качестве ракеты-носителя для вывода в космос первых ИСЗ (СССР).

4 октября — Вывод на орбиту первого ИСЗ («Спутник-1», СССР); начало космической эры.

3 ноября — Вывод на орбиту первого ИСЗ с животным («Спутник-2» с собакой Лайкой, СССР).

1958

1 февраля — Вывод на орбиту первого американского ИСЗ («Эксплорер-1»); начало исследований космического пространства в США.

15 мая — Вывод на орбиту первой научной лаборатории для проведения комплексных исследований («Спутник-3», СССР).

1 октября — Принятие Конгрессом США закона о создании в Вашингтоне Национального управления по аэронавтике и исследованию космического пространства (НАСА).

Октябрь — Учреждение Генеральной ассамблеей Международного совета научных союзов Комитета по космическим исследованиям (Коспар).

18 декабря — Вывод на орбиту первого связного ИСЗ — активного ретранслятора («Атлас-Скор», США).

1959

4 января — Первый КА развил вторую космическую скорость; первый искусственный спутник Солнца («Луна-1», СССР).

14 сентября — Первый КА достиг Луны («Луна-2», СССР).

7 октября — Первый КА облетел Луну и сфотографировал её обратную сторону («Луна-3», СССР).

12 декабря — Учреждение 14-й сессией Генеральной Ассамблеи ООН Комите-

та ООН по использованию космического пространства в мирных целях.

1960

11 января — Принятие решения о создании первого Центра по подготовке космонавтов (ныне Центр подготовки космонавтов им. Ю. А. Гагарина, СССР).

1 апреля — Вывод на орбиту первого метеорологического ИСЗ («ТИРОС-1», США).

18 августа — Первый ИСЗ, спускаемая капсула которого возвращена на Землю («Дискаверер-13», США).

18 августа — Вывод на орбиту первого связного ИСЗ — пассивного ретранслятора («Эхо-1», США).

20 августа — Первый ИСЗ с животными, спускаемая капсула которого возвращена на Землю («Корабль-спутник-2» с собаками Белкой и Стрелкой, СССР).

1961

12 февраля — Первый запуск КА в сторону Венеры («Венера-1», СССР).

12 апреля — Первый полёт человека в космос (Ю. А. Гагарин на КК «Восток», СССР).

14 апреля — Указ Президиума Верховного Совета СССР об утверждении Положения о почётном звании «Лётчик-космонавт СССР».

1962

20 февраля — Первый орбитальный полёт космонавта США (Дж. Гленн на КК «Меркурий»).

9 апреля — Указ Президиума Верховного Совета СССР об объявлении 12 апреля Днём космонавтики.

26 апреля — Вывод на орбиту первого английского ИСЗ («Ариэль-1») американской РН («Тор-Дельта»).

12—15 августа — Первый одновременный полёт двух КК («Восток-3» с космонавтом А. Г. Николаевым и «Восток-4» с космонавтом П. Р. Поповичем, СССР).

29 сентября — Вывод на орбиту первого канадского ИСЗ («Алуэт-1») американской РН («Тор-Дельта»).

14 декабря — Первые исследования Венеры межпланетным КА с пролётной траектории («Маринер-2», США).

1963

16—19 июня — Первый полёт женщины в космос (В. В. Терешкова на КК «Восток-6», СССР).

26 июля — Вывод первого ИСЗ на синхронную орбиту («Синком-2», США).

5 августа — Подписание в Москве представителями СССР, США и Великобритании Договора о запрещении испытаний ядерного оружия в атмосфере, в космическом пространстве и под водой.

1 ноября — Вывод на орбиту первого маневрирующего ИСЗ («Полёт-1», СССР).

1964

30 января — Вывод на орбиту двух ИСЗ одной РН впервые с отделением первого на активном участке полёта РН («Электрон-1» и «Электрон-2», СССР).

20 февраля — Создание Европейской организации по разработке ракет (ЕЛДО).

20 марта — Создание Европейской организации по космическим исследованиям (ЕСРО).

31 июля — Первая передача ТВ изображений лунной поверхности при сближении КА с Луной («Рейнджер-7», США).

19 августа — Вывод первого ИСЗ на стационарную орбиту («Синком-3», США).

20 августа — Подписание представителями 11 государств Соглашения о создании Международного консорциума спутниковой связи («Интелсат»).

12 октября — Вывод на орбиту первого экипажа, состоящего из нескольких человек («Восход» с космонавтами В. М. Комаровым, К. П. Феоктистовым, Б. Б. Егоровым, СССР).

15 декабря — Вывод на орбиту первого итальянского ИСЗ («Сан-Марко-1») американской РН («Скаут»).

1965

18 марта — Первый выход человека из КК в открытый космос («Восход-2», космонавт А. А. Леонов, СССР).

23 марта — Вывод на орбиту первого маневрирующего пилотируемого КК («Джемини-3» с космонавтами В. Гриссомом и Дж. Янгом, США).

6 апреля — Вывод на орбиту первого ИСЗ организации «Интелсат» («Интелсат-1»).

23 апреля — Первый советский автоматический связной ИСЗ на синхронной орбите («Молния-1»).

15 июля — Первые исследования и фотографирование Марса межпланетным КА с пролётной траектории («Маринер-4», США).

16 июля — Первый автоматический тяжёлый научно-исследовательский ИСЗ («Протон», СССР).

14—20 ноября — Первое совещание представителей 9 социалистических стран об организации сотрудничества в исследовании и использовании космического пространства.

26 ноября — Вывод на орбиту первого французского ИСЗ («А-1»); начало исследований космического пространства во Франции.

1966

3 февраля — Первая посадка КА на Луну и передача на Землю ТВ изображений лунной поверхности («Луна-9», СССР).

1 марта — Первый межпланетный КА достиг Венеры (спускаемый аппарат «Венера-3», СССР).

16 марта — Первая ручная стыковка пилотируемого КК с беспилотным космическим объектом (КК «Джемини-8» с космонавтами Н. Армстронгом и Д. Скоттом и спутника-мишени «Аджена-8», США).

3 апреля — Вывод на орбиту вокруг Луны первого КА; первый искусственный спутник Луны («Луна-10», СССР).

30 мая — Принятие решения о создании Совета по международному сотрудничеству в области исследования космического пространства при АН СССР (Совет «Интеркосмос»).

18 августа — Первое фотографирование лунной поверхности с селеноцентрической орбиты («Лунар орбитер-1», США).

1967

27 января — Подписание одновременно в Москве, Вашингтоне и Лондоне Договора о принципах деятельности государств по исследованию и использованию космического пространства, включая Луну и другие небесные тела.

13 апреля — Принятие в Москве представителями 9 социалистических стран Программы сотрудничества по исследованию и использованию космического пространства в мирных целях («Интеркосмос»).

18 октября — Первый плавный спуск КА в атмосфере другой планеты (спускаемый аппарат КА «Венера-4», СССР).

30 октября — Первая автоматич. стыковка двух ИСЗ («Космос-186» и «Космос-188», СССР).

29 ноября — Вывод на орбиту первого австралийского ИСЗ («ВРЕСАТ») американской РН («Редстоун»).

1968

22 апреля — Подписание в Москве, Вашингтоне и Лондоне Соглашения о спасании космонавтов, возвращении космонавтов и возвращении объектов, запускаемых в космическое пространство.

17 мая — Вывод на орбиту первого ИСЗ западноевропейских стран («ЕСРО-2В»).

18 сентября — Первый облёт Луны КА с возвращением на Землю с животными на борту («Зонд-5», СССР).

24 декабря — Вывод на орбиту вокруг Луны первого пилотируемого КК («Аполлон-8» с космонавтами Ф. Борманом, Дж. Ловеллом, У. Андерсом, США).

1969

16 января — Первая стыковка двух пилотируемых КК (КК «Союз-4» с космонавтом В. А. Шаталовым и КК «Союз-5» с космонавтами Б. В. Волыновым, Е. В. Хруновым и А. С. Елисеевым); переход космонавтов из одного КК в другой через открытый космос (Е. В. Хрунов, А. С. Елисеев из КК «Союз-5» в КК «Союз-4», СССР).

21 июля — Выход первых людей на поверхность Луны (Н. Армстронга и Э. Олдрина из лунной кабины КК «Аполлон-11», США).

14 октября — Вывод на орбиту первого ИСЗ социалистических стран («Интеркосмос-1»).

8 ноября — Вывод на орбиту первого западногерманского ИСЗ («Ацур») американской РН («Скаут»).

1970

11 февраля — Вывод на орбиту первого японского ИСЗ («Осуми»); начало исследований космического пространства в Японии.

24 апреля — Вывод на орбиту первого китайского ИСЗ («Чайна-1»); начало исследований космического пространства в КНР.

24 сентября — Первая доставка на Землю лунного грунта автоматическим КА («Луна-16», СССР).

17 ноября — Доставка на Луну первого самоходного аппарата («Луноход-1», СССР).

22 июля — Первая мягкая посадка межпланетного КА на Венеру (спускаемый аппарат «Венера-7», СССР).

1971

19 апреля — Вывод на орбиту первой орбитальной станции («Салют», СССР).

28 октября — Вывод на орбиту английского ИСЗ («Просперо») первой РН собственного производства («Блэк эрроу»); начало исследований космического пространства в Великобритании.

13 ноября — Вывод на орбиту вокруг Марса первого межпланетного КА; первый искусственный спутник Марса («Маринер-9», США).

15 ноября — Подписание в Москве представителями 9 социалистических стран Соглашения о создании международной системы и организации космической связи («Интерспутник»).

27 ноября — Первый межпланетный КА достиг поверхности Марса (спускаемый аппарат «Марс-2», СССР).

2 декабря — Первая мягкая посадка межпланетного КА на Марс (спускаемый аппарат «Марс-3», СССР).

1972

22 марта — Подписание в Москве, Вашингтоне и Лондоне Конвенции о международной ответственности за ущерб, причинённый космическими объектами.

23 июля — Вывод на орбиту первого ИСЗ для исследования природных ресурсов Земли («Лэндсат-1», США).

1973

14 мая — Вывод на орбиту орбитальной станции «Скайлэб» (США).

4 декабря — Первые исследования Юпитера межпланетным КА с пролётной траектории («Пионер-10», США).

1974

5 февраля — Первое фотографирование Венеры межпланетным КА с пролётной траектории («Маринер-10», США).

29 марта — Первые исследования Меркурия межпланетным КА с пролётной траектории («Маринер-10», США).

30 августа — Вывод на орбиту первого нидерландского ИСЗ («АНС») американской РН («Скаут»).

15 ноября — Вывод на орбиту первого испанского ИСЗ («Интасат») американской РН («Торад-Дельта»).

1975

14 января — Подписание в Нью-Йорке в штаб-квартире ООН конвенции о регистрации объектов, запускаемых в космическое пространство.

15 апреля — Создание Европейского космического агентства (ЕСА).

19 апреля — Вывод на орбиту первого индийского ИСЗ («Ариабхата») советской РН («Космос»).

17 июля — Первая стыковка двух пилотируемых КК разных стран (советского КК «Союз-19» с космонавтами А. А. Леоновым и В. Н. Кубасовым и американского КК «Аполлон» с космонавтами Т. Стаффордом, Д. Слейтоном, В. Брандом).

22 октября — Вывод на орбиту вокруг Венеры первого межпланетного КА (первый искусственный спутник Венеры); первая передача на Землю ТВ изображений поверхности Венеры («Венера-9», СССР).

1976

13 июля — Подписание в Москве представителями 9 социалистических стран — участниц программы «Интеркосмос» Соглашения о сотрудничестве в исследовании и использовании космического пространства в мирных целях.

20 июля — Первые исследования на поверхности Марса межпланетным КА (посадочный блок «Викинг-1», США).

Июль, сентябрь — Принятие в Москве представителями 9 социалистических стран — участниц программы «Интеркосмос» — решения о проведении совместных пилотируемых космических полётов.

3 сентября — Подписание в Лондоне представителями 12 государств (в т. ч. СССР, УССР и БССР) Конвенции об учреждении международной организации морской спутниковой связи («Инмарсат»).

1977

29 сентября — Вывод на орбиту усовершенствованной долговременной орбитальной станции «Салют-6» с двумя стыковочными узлами (СССР).

1978

20 января — Вывод на орбиту первого автоматического грузового транспортного корабля «Прогресс».

2 марта — Вывод на орбиту первого международного экипажа (КК «Союз-28» с космонавтами А. А. Губаревым — СССР и В. Ремеком — ЧССР). Переход их на орбитальную станцию «Салют-6».

27 июня — Вывод на орбиту второго международного экипажа (КК «Союз-30» с космонавтами П. И. Климуком — СССР и М. Гермашевским — ПНР).

26 августа — Вывод на орбиту третьего международного экипажа (КК «Союз-31» с космонавтами В. Ф. Быковским — СССР и З. Йеном — ГДР).

24 октября — Вывод на орбиту первого чехословацкого ИСЗ («Магион») советской РН («Космос»).

21 ноября — Вывод первого КА на орбиту вокруг точки либрации в системе Земля — Солнце («ИСЕЕ-С», США).

1979

10 апреля — Вывод на орбиту четвёртого международного экипажа (КК «Союз-33» с космонавтами Н. Н. Рукавишниковым — СССР и Г. Ивановым — НРБ).

1 сентября — Первые исследования Сатурна межпланетным КА с пролётной траектории («Пионер-11», США).

23 ноября — Подписание СССР, США, Канадой и Францией меморандума о создании международной системы определения местоположения судов и самолётов, терпящих бедствие («Коспас-Сарсат»).

18 декабря — Подписание в Нью-Йорке в штаб-квартире ООН Соглашения о деятельности государств на Луне и других небесных телах.

1980

26 мая — Вывод на орбиту пятого международного экипажа (КК «Союз-36» с космонавтами В. Н. Кубасовым — СССР и Б. Фаркашем — ВНР).

18 июля — Вывод на орбиту индийского ИСЗ («Рохини») первой РН собственного производства («СЛВ-3»); начало исследований космического пространства в Индии.

23 июля — Вывод на орбиту шестого международного экипажа (КК «Союз-37» с космонавтами В. В. Горбатко — СССР и Фам Туаном — СРВ).

18 сентября — Вывод на орбиту седьмого международного экипажа (КК «Союз-38» с космонавтами Ю. В. Романенко — СССР и А. Тамайо Мендесом — Республика Куба).

1981

22 марта — Вывод на орбиту восьмого международного экипажа (КК «Союз-39» с космонавтами В. А. Джанибековым — СССР и Ж. Гуррагчой — МНР).

12 апреля — Вывод на орбиту первого многоразового транспортного космического корабля «Спейс шаттл» («Колумбия») с космонавтами Дж. Янгом и Р. Криппеном, США).

14 мая — Вывод на орбиту девятого международного экипажа (КК «Союз-40» с космонавтами Л. И. Поповым — СССР и Д. Прунариу — СРР).

1982

13 мая — 10 декабря — Продолжительный полёт в космосе (А. Н. Березовой, В. В. Лебедев на КК «Союз Т-5», орбитальной станции «Салют-7», КК «Союз Т-7») — 211 сут 9 ч 4 мин 32 с.

24 июня — Вывод на орбиту десятого международного экипажа (КК «Союз Т-6» с космонавтами В. А. Джанибековым, А. С. Иванченковым — СССР и Ж. Л. Кретьеном — Франция).

30 июня — Вывод на орбиту первого спутника-спасателя «Космос-1383» международной системы «Коспас-Сарсат» (СССР).

19—27 августа — Полёт второй в мире женщины — космонавта СССР С. Е. Савицкой на КК «Союз Т-7» в составе экипажа из трёх человек и на орбитальной станции «Салют-7» в составе экипажа из пяти человек.

1983

23 марта — Астрофизические исследования с ИСЗ «Астрон» (СССР).

18—24 июня — Полёт первой женщины-космонавта США С. Райд на МТКК «Спейс шаттл» («Челленджер») в составе экипажа из пяти человек.

10 и 14 октября — Вывод на орбиту вокруг Венеры КА «Венера-15» и «Венера-16» и радиолокационное картографирование планеты (СССР).

28 ноября — 8 декабря — Полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Челленджер») в составе экипажа из шести человек космонавта ФРГ У. Мербольда.

1984

8 февраля — 2 октября — Наиболее продолжительный полёт в космос (Л. Д. Кизим, В. А. Соловьёв, О. Ю. Атьков на КК «Союз Т-10», орбитальной станции «Салют-7», КК «Союз Т-11») — 236 сут 22 ч 49 мин.

3 апреля — Вывод на орбиту международного экипажа (КК «Союз Т-11» с космонавтами Ю. В. Малышевым, Г. М. Стрекаловым — СССР и Р. Шармой — Индия).

17—29 июля — Экспедиция на орбитальную станцию «Салют-7» В. А. Джанибекова, С. Е. Савицкой, И. П. Волка, СССР. Первый выход женщины-космонавта в открытый космос и работа в течение 3 ч 34 мин.

5—13 октября — Полёт на МТКК «Спейс шаттл» («Челленджер») в составе экипажа из семи человек (5 мужчин и 2 женщины) космонавта Канады М. Гарно.

8—16 ноября — Полёт МТКК «Спейс шаттл» («Дискавери»). Два спутника связи сняты с орбиты и доставлены на Землю для ремонта (США).

15, 21 декабря — Запуск межпланетных КА «Вега-1» и «Вега-2» с целью исследования Венеры и кометы Галлея (СССР).

ПОЛЁТЫ КОСМОНАВТОВ НА КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЯХ И ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЯХ (1961—83*)

КА (КК, орбитальная станция), страна	Экипаж	Даты запуска и возвращения на Землю	Продолжительность полёта космонавтов	Количество витков вокруг Земли	Максимальная высота в апогее, км	Длина траектории, км	Особенности полёта
«Восток», СССР	Ю. А. Гагарин	12.4.1961	1 ч 48 мин	1	327	41 000	Первый полёт человека в космос
«Меркурий-3», США	А. Шепард	5.5.1961	15 мин 22 с	—	~ 185	480**	Суборбитальный полёт
«Меркурий-4», США	В. Гриссом	21.7.1961	15 мин 37 с	—	~ 190	~500	Суборбитальный полёт
«Восток-2», СССР	Г. С. Титов	6.8—7.8.1961	1 сут 1 ч 18 мин	17	244	703 100	Более суток в космосе
«Меркурий-6», США	Дж. Гленн	20.2.1962	4 ч 55 мин 23 с	3	262,8	121 800	Полёт 1-го космонавта США
«Меркурий-7», США	М. Карпентер	24.5.1962	4 ч 56 мин 5 с	3	268,4	122 400	—
«Восток-3», СССР	А. Г. Николаев	11.8—15.8. 1962	3 сут 22 ч 22 мин	64	234,6	2 639 600	Первый групповой полёт
«Восток-4», СССР	П. Р. Попович	12.8—15.8. 1962	2 сут 22 ч 57 мин	48	236,7	1 982 000	
«Меркурий-8», США	У. Ширра	3.10.1962	9 ч 13 мин 11 с	6	278,2	231 700	—
«Меркурий-9», США	Г. Купер	15.5—16.5. 1963	1 сут 10 ч 19 мин 49 с	22	267	879 000	—
«Восток-5», СССР	В. Ф. Быковский	14.6—19.6. 1963	4 сут 23 ч 6 мин	81	222,1	3 326 000	Групповой полёт; первая женщина в космосе
«Восток-6», СССР	В. В. Терешкова	16.6—19.6. 1963	2 сут 22 ч 50 мин	48	231,1	1 971 000	
«Восход», СССР	В. М. Комаров, К. П. Феоктистов, Б. Б. Егоров	12.9—13.9. 1964	1 сут 17 мин	16	408	669 800	Первый экипаж, состоящий из неск. человек; полёт без скафандров
«Восход-2», СССР	П. И. Беляев, А. А. Леонов	18.3—19.3. 1965	1 сут 2ч 2 мин 17 с	18	498	717 300	Первый выход человека из КК в открытый космос (А. А. Леонов)
«Джемини-3», США	В. Гриссом, Дж. Янг	23.3.1965	4 ч 53 мин	3	240	130 000	Первый манёвр на орбите с ручным управлением
«Джемини-4», США	Дж. Макдивитт, Э. Уайт	3.6—7.6.1965	4 сут 1 ч 56 мин 11 с	62	443	2 590 000	Первый выход космонавта США в открытый космос (Э. Уайт)
«Джемини-5», США	Г. Купер, Ч. Конрад	21.8—29.8. 1965	7 сут 22 ч 55 мин 14 с	120	303	5 331 700	Эксперимент по сближению с контейнером
«Джемини-7», США	Ф. Борман, Дж. Ловелл	4.12—18.12. 1965	13 сут 18 ч 35 мин 31 с	206	328	9 195 000	Групповой полёт
«Джемини-6», США	У. Ширра, Т. Стаффорд	15.12—16.12. 1965	1 сут 1 ч 51 мин 24 с	15	260	722 300	
«Джемини-8», США	Н. Армстронг, Д. Скотт	16.3.1966	10 ч 41 мин 26 с	6	271	284 800	Первая стыковка КК с беспилотным космич. объектом
«Джемини-9», США	Т. Стаффорд, Ю. Сернан	3.6—6.6.1966	3 сут 21 мин	44	277	1 811 200	Сближение со спутником-мишенью
«Джемини-10», США	Дж. Янг, М. Коллинз	18.7—21.7. 1966	2 сут 22 ч 46 мин 39 с	43	760	1 743 200	—
«Джемини-11», США	Ч. Конрад, Р. Гордон	12.9—15.9. 1966	2 сут 23 ч 17 мин 8 с	44	1370	1 783 000	Соединение КК тросом с беспилотным космич. объектом
«Джемини-12», США	Дж. Ловелл, Э. Олдрин	11.11—15.11. 1966	3 сут 22 ч 34 мин 31 с	59	345	2 648 900	—
«Союз-1», СССР	В. М. Комаров	23.4—24.4. 1967	1 сут 2 ч 47 мин 52 с	18	221,1	746 000	Отказ парашютной системы при посадке на Землю; космонавт погиб
«Аполлон-7», США	У. Ширра, Д. Эйзел, У. Каннингем	11.10—21.10. 1968	10 сут 20 ч 9 мин 3 с	163	450	7 392 000	Испытание основного блока на орбите ИСЗ
«Союз-3», СССР	Г. Т. Береговой	26.10—30.10. 1968	3 сут 22 ч 50 мин 45 с	64	255	2 649 000	Сближение с беспилотным КК «Союз-2»

* Сведения о полётах космонавтов на КК и орбит. станциях в 1984 см. в разделе «Дополнения». ** Указано расстояние от места старта до места приводнения.

КА (КК, орбитальная станция), страна	Экипаж	Даты запуска и возвращения на Землю	Продолжительность полёта космонавтов	Количество витков вокруг Земли	Максимальная высота в апогее, км	Длина траектории, км	Особенности полёта
«Аполлон-8», США	Ф. Борман, Дж. Ловелл, У. Андерс	21.12—27.12. 1968	6 сут 3 ч 42 с	1,5; вокруг Луны—10	377 690	Земля—вокруг Луны—Земля	Первый пилотируемый полёт к Луне
«Союз-4», СССР	В. А. Шаталов	14.1—17.1. 1969	2 сут 23 ч 20 мин 47 с	48	251,1	1 989 000	Первая стыковка двух пилотируемых КК; переход космонавтов из одного КК в другой через открытый космос (Е. В. Хрунов, А. С. Елисеев)
«Союз-5», СССР	Б. В. Волынов, А. С. Елисеев, Е. В. Хрунов	15.1—18.1. 1969	3 сут 54 мин 15 с	49	253	2 032 000	
«Аполлон-9», США	Дж. Макдивитт, Д.Скотт, Р. Швейкарт	3.3—13.3.1969	10 сут 1 ч 54 с	151	500	6 600 000	Испытание КК на орбите ИСЗ
«Аполлон-10», США	Т. Стаффорд, Дж. Янг, Ю.Сернан	18.5—26.5. 1969	8 сут 3 мин 23 с	1,5; вокруг Луны: основной блок—31, лунная кабина—2	—	Земля—вокруг Луны—Земля	Испытание КК на орбите ИСЛ
«Аполлон-11», США	Н. Армстронг, М. Коллинз, Э. Олдрин	16.7—24.7. 1969	8 сут 3 ч 19 мин 35 с	1,5; вокруг Луны: основной блок—31, лунная кабина—2	—	Земля—Луна—Земля	Первая высадка на Луну
«Союз-6», СССР	Г. С. Шонин, В. Н. Кубасов	11.10—16.10. 1969	4 сут 22 ч 42 мин 47 с	80	257	3 315 000	Групповой полёт; первые эксперименты по сварке в вакууме
«Союз-7», СССР	А. В. Филипченко, В. Н. Волков, В. В. Горбатко	12.10—17.10. 1969	4 сут 22 ч 40 мин 23 с	80	238	3 314 000	
«Союз-8», СССР	В. А. Шаталов, А. С. Елисеев	13.10—18.10. 1969	4 сут 22 ч 50 мин 49 с	80	296	3 317 000	
«Аполлон-12», США	Ч. Конрад, Р. Гордон, А. Бин	14.11—24.11. 1969	10 сут 4 ч 36 мин 25 с	1,5; вокруг Луны: основной блок—45, лунная кабина—2	—	Земля—Луна—Земля	2-я высадка на Луну
«Аполлон-13», США	Дж. Ловелл, Дж. Суиджерт, Ф. Хейс	11.4—17.4. 1970	5 сут 22 ч 54 мин 41 с	1,5	—	Земля—вокруг Луны—Земля	Облёт Луны. Вследствие аварии на трассе Земля — Луна от высадки отказались
«Союз-9», СССР	А. Г. Николаев, В. И. Севастьянов	1.6—19.6.1970	17 сут 16 ч 59 мин	286	269,8	11 875 000	—
«Аполлон-14», США	А. Шепард, С. Руса, Э. Митчелл	1.2—10.2.1971	9 сут 1 мин 57 с	1,5; вокруг Луны: основной блок—34	—	Земля—Луна—Земля	3-я высадка на Луну
«Союз-10»—«Салют», СССР	В. А. Шаталов, А. С. Елисеев, Н. Н. Рукавишников	23.4—25.4. 1971	1 сут 23 ч 45 мин 54 с	32	276	1 327 000	Отработка усовершенствованной системы стыковки КК «Союз-10» с орбит. станцией «Салют»
«Союз-11»—«Салют», СССР	Г. Т. Добровольский, В. Н. Волков, В. И. Пацаев	6.6—30.6.1971	23 сут 18 ч 21 мин 43 с	384	282	15 932 000	Первая пилотируемая орбит. станция; космонавты погибли при спуске на Землю (вследствие разгерметизации КК)
«Аполлон-15», США	Д. Скотт, А. Уорден, Дж. Ирвин	26.7—7.8.1971	12 сут 7 ч 11 мин 53 с	1,8; вокруг Луны: основной блок—74	—	Земля—Луна—Земля	4-я высадка на Луну
«Аполлон-16», США	Дж. Янг, Т. Маттингли, Ч. Дьюк	16.4—27.4. 1972	11 сут 1 ч 51 мин 5 с	1,5; вокруг Луны: основной блок—64	—	Земля—Луна—Земля	5-я высадка на Луну
«Аполлон-17», США	Ю. Сернан, Р. Эванс, Х. Шмитт	7.12—19.12. 1972	12 сут 13 ч 51 мин 59 с	~2; вокруг Луны: основной блок—75	—	Земля—Луна—Земля	6-я высадка на Луну
«Аполлон» — «Скайлэб», США	Ч. Конрад, Дж. Кервин, П. Вейц	25.5—22.6. 1973	28 сут 49 мин 49 с	476	437	18 536 700	Первая орбит. станция США
«Аполлон» — «Скайлэб», США	А. Бин, О. Гэрриот, Дж. Лусма	28.7—25.9. 1973	59 сут 11 ч 9 мин 4 с	858	437	39 310 000	—

КА (КК, орбитальная станция), страна	Экипаж	Даты запуска и возвращения на Землю	Продолжительность полёта космонавтов	Количество витков вокруг Земли	Максимальная высота в апогее, км	Длина траектории, км	Особенности полёта
«Союз-12», СССР	В. Г. Лазарев, О. Г. Макаров	27.9—29.9. 1973	1 сут 23 ч 15 мин 32 с	31	347,9	1 302 000	—
«Аполлон» — «Скайлэб», США	Дж. Карр, Э. Гибсон, У. Поуг	16.11.1973—8.2.1974	84 сут 1 ч 15 мин 32 с	1214	437	55 474 000	—
«Союз-13», СССР	П. И. Климук, В. В. Лебедев	18.12—26.12. 1973	7 сут 20 ч 55 мин 35 с	127	272,6	5 274 000	Астрофизические исследования и многозональная фотосъёмка Земли
«Союз-14» — «Салют-3», СССР	П. Р. Попович, Ю. П. Артюхин	3.7—19.7.1974	15 сут 17 ч 30 мин 28 с	252	287	10 517 000	—
«Союз-15», СССР	Г. В. Сарафанов, Л. С. Дёмин	26.8—28.8. 1974	2 сут 12 мин 11 с	32	286	1 334 000	Первая посадка КК ночью
«Союз-16», СССР	А. В. Филипченко, Н. Н. Рукавишников	2.12—8.12. 1974	5 сут 22 ч 23 мин 35 с	96	314,8	3 978 000	Испытание модифицир. КК «Союз» для стыковки с КК «Аполлон»
«Союз-17»—«Салют-4», СССР	А. А. Губарев, Г. М. Гречко	11.1—9.2.1975	29 сут 13 ч 19 мин 45 с	466	357,7	19 666 000	—
«Союз-18-1», СССР	В. Г. Лазарев, О. Г. Макаров	5.4.1975	21 мин 27 с	—	192	1 574	Суборбитальный полёт
«Союз-18»—«Салют-4», СССР	П. И. Климук, В. И. Севастьянов	24.5—26.7. 1975	62 сут 23 ч 20 мин 8 с	993	384	41 904 000	—
«Союз-19», СССР	А. А. Леонов, В. Н. Кубасов	15.7—21.7. 1975	5 сут 22 ч 30 мин 51 с	96	237	3 980 000	Первая стыковка двух пилотируемых КК разных стран
«Аполлон», США	Т. Стаффорд, В. Бранд, Д. Слейтон	15.7—25.7. 1975	9 сут 1 ч 28 мин	147	237	6 088 000	
«Союз-21»—«Салют-5», СССР	Б. В. Волынов, В. М. Жолобов	6.7—24.8.1976	49 сут 6 ч 23 мин 32 с	791	287	32 981 000	—
«Союз-22», СССР	В. Ф. Быковский, В. В. Аксёнов	15.9—23.9. 1976	7 сут 21 ч 52 мин 17 с	127	317,9	5 290 000	Модификация КК для многозональной съёмки Земли
«Союз-23», СССР	В. Д. Зудов, В. И. Рождественский	14.10—16.10. 1976	2 сут 6 мин 35 с	32	275	1 333 000	—
«Союз-24»—«Салют-5», СССР	В. В. Горбатко, Ю. Н. Глазков	7.2—25.2.1977	17 сут 17 ч 25 мин 58 с	285	346,2	11 868 000	—
«Союз-25», СССР	В. В. Коваленок, В. В. Рюмин	9.10—11.10. 1977	2 сут 44 мин 45 с	32	357,5	1 343 000	—
«Союз-26»—«Салют-6»—«Союз-27»—«Прогресс-1», СССР	Ю. В. Романенко, Г. М. Гречко	10.12.1977—16.3.1978	96 сут 10 ч 7 с	1522	371	64 257 000	—
«Союз-27»—«Салют-6»—«Союз-26», СССР	В. А. Джанибеков, О. Г. Макаров	10.1—16.1. 1978	5 сут 22 ч 58 мин 58 с	94	370,4	3 958 000	—
«Союз-28»—«Салют-6», СССР	А. А. Губарев, В. Ремек	2.3—10.3.1978	7 сут 22 ч 16 мин	125	364	5 268 000	Первый международный экипаж (СССР, ЧССР)
«Союз-29»—«Салют-6»—«Союз-31»—«Прогресс-2,-3,-4», СССР	В. В. Коваленок, А. С. Иванченков	15.6—2.11. 1978	139 сут 14 ч 47 мин 32 с	2203	364,9	92 942 000	—
«Союз-30»—«Салют-6», СССР	П. И. Климук, М. Гермашевский	27.6—5.7.1978	7 сут 22 ч 2 мин 59 с	125	363	5 265 000	2-й международный экипаж (СССР, ПНР)
«Союз-31»—«Салют-6»—«Союз-29», СССР	В. Ф. Быковский, З. Йен	26.8—3.9.1978	7 сут 20 ч 49 мин 4 с	124	360,2	5 228 000	3-й международный экипаж (СССР, ГДР)
«Союз-32»—«Салют-6»—«Союз-34»—«Прогресс-5, -6, -7», СССР	В. А. Ляхов, В. В. Рюмин	25.2—19.8. 1979	175 сут 35 мин 37 с	2755	424	116 412 000	—
«Союз-33», СССР	Н. Н. Рукавишников, Г. Иванов	10.4—12.4. 1979	1 сут 23 ч 1 мин 6 с	31	364,6	1 302 000	4-й международный экипаж (СССР, НРБ)
«Союз-35»—«Салют-6»—«Союз-37»—«Прогресс-8, -9, -10, -11», СССР	Л. И. Попов, В. В. Рюмин	9.4—11.10. 1980	184 сут 20 ч 11 мин 35 с	2917	360,3	123046000	—
«Союз-36»—«Салют-6»—«Союз-35», СССР	В. Н. Кубасов, Б. Фаркаш	26.5—3.6.1980	7 сут 20 ч 45 мин 44 с	124	363,3	5 228 000	5-й международный экипаж (СССР, ВНР)

КА (КК, орбитальная станция), страна	Экипаж	Даты запуска и возвращения на Землю	Продолжительность полёта космонавтов	Количество витков вокруг Земли	Максимальная высота в апогее, км	Длина траектории, км	Особенности полёта
«Союз Т-2» — «Салют-6», СССР	Ю. В. Малышев, В. В. Аксёнов	5.6—9.6.1980	3 сут 22 ч 19 мин 30 с	62	356,6	2 609 000	Первый испытательный пилотируемый полёт КК «Союз Т»
«Союз-37»—«Салют-6»—«Союз-36», СССР	В. В. Горбатко, Фам Туан	23.7—31.7. 1980	7 сут 20 ч 42 мин	124	358,2	5 226 000	6-й международный экипаж (СССР, СРВ)
«Союз-38»—«Салют-6», СССР	Ю. В. Романенко, А. Тамайо Мендес	18.9—26.9. 1980	7 сут 20 ч 43 мин 24 с	124	357,5	5 227 000	7-й международный экипаж (СССР, Республика Куба)
«Союз Т-3»—«Салют-6»—«Прогресс-11», СССР	Л. Д. Кизим, О. Г. Макаров, Г. М. Стрекалов	27.11—10.12. 1980	12 сут 19 ч 7 мин 42 с	204	376,3	8 541 000	
«Союз Т-4»—«Салют-6»—«Прогресс-12», СССР	В. В. Ковалёнок, В. П. Савиных	12.3—26.5. 1981	74 сут 17 ч 37 мин 23 с	1178	386,6	49 726 000	—
«Союз-39»—«Салют-6», СССР	В. А. Джанибеков, Ж. Гуррагча	22.3—30.3. 1981	7 сут 20 ч 42 мин 3 с	124	356,3	5 226 000	8-й международный экипаж (СССР, МНР)
«Колумбия», США	Дж. Янг, Р. Криппен	12.4—14.4. 1981	2 сут 6 ч 20 мин 52 с	36	276,7	—	Первый полёт МТКК «Спейс шаттл»
«Союз-40»—«Салют-6», СССР	Л. И. Попов, Д. Прунариу	14.5—22.5. 1981	7 сут 20 ч 42 мин 52 с	124	362,2	5 226 000	9-й международный экипаж (СССР, СРР)
«Колумбия», США	Дж. Энгл, Р. Трули	12.11—14.11. 1981	2 сут 6 ч 13 мин 10 с	36	269	—	
«Колумбия», США	Дж. Лусма, Ч. Фуллертон	22.3—30.3. 1982	8 сут 4 мин 49 с	129	251	—	—
«Союз Т-5»—«Салют-7»—«Союз Т-6»—«Союз Т-7»—«Прогресс 13-16», СССР	А. Н. Березовой, В. В. Лебедев	13.5—10.12. 1982	211 сут 9 ч 4 мин 32 с	3344	385	140 800 000	Наиболее продолжительный полёт в космосе
«Союз Т-6»—«Салют-7»—«Союз Т-5», СССР	В. А. Джанибеков, А. С. Иванченков, Ж. Л. Кретьен	24.6—2.7. 1982	7 сут 21 ч 50 мин 52 с	125	332	5 274 000	10-й международный экипаж (СССР, Франция)
«Колумбия», США	Т. Маттингли, Г. Хартсфилд	27.6—4.7. 1982	7 сут 1 ч 9 мин 40 с	112	324	4 700 000	—
«Союз Т-7»—«Салют-7»—«Союз Т-5», СССР	Л. И. Попов, А. А. Серебров, С. Е. Савицкая	19.8—27.8. 1982	7 сут 21 ч 52 мин 24 с	126	329	5 275 000	Полёт второй в мире женщины-космонавта СССР
«Колумбия», США	В. Бранд, Р. Овермайер, Дж. Аллен, У. Ленуар	11.11—16.11. 1982	5 сут 2 ч 14 мин 25 с	—	312	—	Первый выход в открытый космос при полётах МТКК
«Челленджер», США	П. Вейц, К. Бобко, С. Масгрейв, Д. Петерсон	4.4.—9.4. 1983	5 сут 23 мин	80	331	—	—
«Союз Т-8», СССР	В. Г. Титов, Г. М. Стрекалов, А. А. Серебров	20.4—22.4 1983	2 сут 17 мин 48 с	32	309	1 335 000	—
«Челленджер», США	Р. Криппен, Ф. Хаук, Дж. Фабиан, С. Райд, Н. Тагард	18.6—24.6. 1983	6 сут 2 ч 24 мин 10 с	98	316	—	Полёт первой в США женщины-космонавта
«Союз Т-9»—«Салют-7»—«Космос-1443»—«Прогресс-18», СССР	В. А. Ляхов, А. П. Александров	27.6—23.11. 1983	149 сут 10 ч 46 мин	2361	372	99 520 000	Выход космонавтов в открытый космос и выполнение монтажных работ вне станции
«Челленджер», США	Р. Трули, Д. Бранденстайн, Д. Гарднер, Г. Блуфорд, У. Торнтон	30.8—5.9 1983	6 сут 1 ч 8 мин 42 с	~98	296	—	—
«Колумбия», США	Дж. Янг, Б. Шоу, Р. Паркер, О. Гэрриот, Б. Лихтенберг, У. Мербольд	28.11—8.12. 1983	10 сут 7 ч 47 мин	~166	—	—	Вывод на орбиту в составе КК лабораторного блока «Спейслэб». Полёт в составе экипажа космонавта ФРГ

ЗАПУСКИ ИСЗ в 1958—83

(сведения о запусках ИСЗ в 1984 см. в разделе «Дополнения»)

Запуски ИСЗ «Ариэль», Великобритания

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Ариэль-1»	26.4.1962	390	1245	53,88	101,16
«Ариэль-2»	27.3.1964	290	1357	51,67	101,26
«Ариэль-3»	5.5.1967	495	604	80,2	95,7
«Ариэль-4»	11.12.1971	458	584	82,8	95,3
«Ариэль-5»	15.10.1974	502	566	2,9	95,3
«Ариэль-6»	3.6.1979	590	665	55	97,2

Запуски ИСЗ «АТС», США

ИСЗ	Дата запуска	Ракета-носитель	Параметры орбиты			
			высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения
«АТС-1»	6.12.1966	«Атлас-Аджена»	35 800	36 800	0,23	24 ч 25 мин
«АТС-2»*	6.4.1967	«Атлас-Аджена»	178	11 130	28,40	218,9 мин
			(расчётная орбита круговая высотой 11 000 км)			
«АТС-3»	5.11.1967	«Атлас-Аджена»	35 791	36 130	0,53	24 ч 25 мин
«АТС-4»*	10.8.1968	«Атлас-Центавр»	200	758	28,8	94,2 мин
			(расчётная орбита стационарная)			
«АТС-5»	12.8.1969	«Атлас-Центавр»	35 760	36 897	2,6	24 ч 24 мин
«АТС-6»	30.5.1974	«Титан-3С» . . .	35 770	35 800	0,8	23 ч 56 мин

* Вследствие выхода на нерасчётную орбиту для запланированных экспериментов не использовался.

Запуски ИСЗ «ИТОС», США (успешные)

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«ИТОС-1» («ТИРОС-М»)*	23.1.1970	1432	1477	102	115
«ИТОС-А» («НОАА-1»)	11.12.1970	1428	~1500	102	114,92
«ИТОС-D» («НОАА-2»)	15.10.1972	1450	1459	101,77	115,01
«ИТОС-F» («НОАА-3»)	6.11.1973	~1500	1509	102,1	116,1
«ИТОС-G» («НОАА-4»)	15.11.1974	1455	1460	101,7	115
«ИТОС-Н» («НОАА-5»)	29.7.1976	~1500	~1500	~102	~115

* M(Modified) — модифицированный.

Запуски ИСЗ «Интелсат» (успешные)

ИСЗ	Дата запуска	Положение на стационарной орбите*
«Интелсат-1» («Эрли бёрд»)	6.4.1965	А
«Интелсат-2А» («Лэни бёрд-1»)	26.10.1966	На стационарную орбиту не вышел
«Интелсат-2В» («Лэни бёрд-2»)	11.1.1967	Т
«Интелсат-2С» («Кэнэри бёрд»)	23.3.1967	А
«Интелсат-2D» («Лэни бёрд-3»)	28.9.1967	Т
«Интелсат-3В»	18.12.1968	А
«Интелсат-3С»	6.2.1969	Т
«Интелсат-3D»	21.5.1969	Т
«Интелсат-3Е»	25.7.1969	На стационарную орбиту не вышел
«Интелсат-3F»	14.1.1970	А
«Интелсат-3G»	23.4.1970	А
«Интелсат-3Н»	23.7.1970	На стационарную орбиту не вышел
«Интелсат-4А»	26.1.1971	А
«Интелсат-4В»	19.12.1971	А
«Интелсат-4С»	22.1.1972	Т
«Интелсат-4D»	14.6.1972	И
«Интелсат-4Е»	23.8.1973	А
«Интелсат-4F»	22.11.1974	Т
«Интелсат-4Н»	22.5.1975	И
«Интелсат-4А-А»	25.9.1975	А
«Интелсат-4А-В»	30.1.1976	А
«Интелсат-4А-С»	27.5.1977	А
«Интелсат-4А-Е»	7.1.1978	И
«Интелсат-4А-F»	1.4.1978	И
«Интелсат-5А»	6.12.1980	А
«Интелсат-5В»	23.5.1981	А
«Интелсат-5С»	15.12.1981	Т
«Интелсат-5D»	5.3.1981	И
«Интелсат-5Е»	28.9.1982	И
«Интелсат-5F»	20.5.1983	А
«Интелсат-5G»	19.10.1983	И

* А — над Атлантическим океаном; И — над Индийским океаном; Т — над Тихим океаном.

Запуски китайских ИСЗ

ИСЗ (наименование условное)	Дата запуска	Параметры орбиты *				ИСЗ (наименование условное)	Дата запуска	Параметры орбиты *			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин			высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Чайна-1»	24.4.1970	441	2386	68,44	114	«Чайна-7»	7.12.1976	175	520	~60	91
«Чайна-2»	3.3.1971	268	1830	69,90	106	«Чайна-8»	26.1.1978	186	507	53,03	~90
«Чайна-3»	26.7.1975	184	461	69,02	91	«Чайна-9»					
«Чайна-4»	26.11.1975	179	479	62,95	91	«Чайна-10»	20.9.1981	240	1600	60	103
«Чайна-5»	16.12.1975	185	379	69	91	«Чайна-11»					
«Чайна-6»	30.8.1976	195	2150	69,2	109	«Чайна-12»	9.9.1982	172	391	63	90
						«Чайна-13»	19.8.1983	189	396	63,4	90,1

* Для первых двух ИСЗ — по официальным сообщениям КНР, для остальных — по сообщениям зап. печати.

Запуски ИСЗ «Космос», СССР

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Космос-1»	16.3.1962	217	980	49	96,35
«Космос-2»	6.4.1962	211,6	1545,6	49	102,25
«Космос-3»	24.4.1962	229	720	48,98	93,8
«Космос-4»	26.4.1962	298	330	65	90,6
«Космос-5»	28.5.1962	203	1600	49,07	102,75
«Космос-6»	30.6.1962	274	360	49	90,6
«Космос-7»	28.7.1962	210	369	65	90,1
«Космос-8»	18.8.1962	256	604	49	92,93
«Космос-9»	27.9.1962	301	353	65	90,9
«Космос-10»	17.10.1962	210	380	65	90,2
«Космос-11»	20.10.1962	245	921	49	96,1
«Космос-12»	22.12.1962	211	405	65	90,45
«Космос-13»	21.3.1963	205	337	64,97	89,77
«Космос-14»	13.4.1963	265	512	48,95	92,1
«Космос-15»	22.4.1963	173	371	65	89,77
«Космос-16»	28.4.1963	207	401	65,02	90,4
«Космос-17»	22.5.1963	260	788	49,03	94,82
«Космос-18»	24.5.1963	209	301	65,02	89,44
«Космос-19»	6.8.1963	270	519	49	92,2
«Космос-20»	18.10.1963	206	311	65	89,55
«Космос-21»	11.11.1963	195	229	64,83	88,5
«Космос-22»	16.11.1963	205	394	64,93	90,3
«Космос-23»	13.12.1963	240	613	49	92,9
«Космос-24»	19.12.1963	211	408	65	90,5
«Космос-25»	27.2.1964	272	526	49	92,27
«Космос-26»	18.3.1964	271	403	49	91
«Космос-27»	27.3.1964	192	237	64,8	88,7
«Космос-28»	4.4.1964	209	395	65	90,38
«Космос-29»	25.4.1964	204	309	65,07	89,52
«Космос-30»	18.5.1964	206,6	383,1	64,93	90,24
«Космос-31»	6.6.1964	228	508	49	91,6
«Космос-32»	10.6.1964	209	333	51,28	89,78
«Космос-33»	23.6.1964	209	293	65	89,38
«Космос-34»	1.7.1964	205	360	64,97	90
«Космос-35»	15.7.1964	217	268	51,3	89,2
«Космос-36»	30.7.1964	259	503	49	91,9
«Космос-37»	14.8.1964	205	300	65	89,45
«Космос-38»	18.8.1964	210	876	56,17	95,2
«Космос-39»	»	»	»	»	»
«Космос-40»	»	»	»	»	»
«Космос-41»	22.8.1964	394	39855	64	715
«Космос-42»	22.8.1964	232	1099	49	97,8
«Космос-43»	»	»	»	»	»
«Космос-44»	28.8.1964	618	860	65	99,5
«Космос-45»	13.9.1964	206	327	64,9	89,69
«Космос-46»	24.9.1964	215	271	51,3	89,2
«Космос-47»	6.10.1964	177	413	64,77	90
«Космос-48»	14.10.1964	203	295	65,07	89,4
«Космос-49»	24.10.1964	260	490	49	91,83
«Космос-50»	28.10.1964	196	241	51,3	88,7
«Космос-51»	10.12.1964	264	554	48,8	92,5
«Космос-52»	11.1.1965	205	304	65	89,5
«Космос-53»	30.1.1965	227	1192	48,8	98,7
«Космос-54»	21.2.1965	279,7	1856	56,07	106,2
«Космос-55»	»	»	»	»	»
«Космос-56»	»	»	»	»	»
«Космос-57»	22.2.1965	175	512	64,77	91,1
«Космос-58»	26.2.1965	581	659	65	96,8
«Космос-59»	7.3.1965	209	339	65	89,7
«Космос-60»	12.3.1965	201	287	64,7	89,1
«Космос-61»	15.3.1965	273	1837	56	106
«Космос-62»	»	»	»	»	»
«Космос-63»	»	»	»	»	»
«Космос-64»	25.3.1965	206	271	65	89,2
«Космос-65»	17.4.1965	210	342	65	89,8
«Космос-66»	7.5.1965	197	291	65	89,3
«Космос-67»	25.5.1965	207	350	51,8	89,9
«Космос-68»	15.6.1965	205	334	65	89,77
«Космос-69»	25.6.1965	211	332	65	89,7
«Космос-70»	2.7.1965	229	1154	48,8	98,43
«Космос-71»	16.7.1965	550	550	56,1	95,5
«Космос-72»	»	»	»	»	»
«Космос-73»	»	»	»	»	»
«Космос-74»	»	»	»	»	»
«Космос-75»	»	»	»	»	»
«Космос-76»	23.7.1965	261	530	48,8	92,2
«Космос-77»	3.8.1965	200	291	51,84	89,3
«Космос-78»	14.8.1965	206	329	69	89,8
«Космос-79»	25.8.1965	211	359	64,9	90
«Космос-80»	3.9.1965	1500	1500	56	116,6
«Космос-81»	»	»	»	»	»
«Космос-82»	»	»	»	»	»
«Космос-83»	»	»	»	»	»
«Космос-84»	»	»	»	»	»

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Космос-85»	9.9.1965	212	319	65	89,6
«Космос-86»	18.9.1965	1380	1690	56	116,7
«Космос-87»	»	»	»	»	»
«Космос-88»	»	»	»	»	»
«Космос-89»	»	»	»	»	»
«Космос-90»	»	»	»	»	»
«Космос-91»	23.9.1965	212	342	65	89,8
«Космос-92»	16.10.1965	212	353	65	89,9
«Космос-93»	19.10.1965	220	522	48,4	91,7
«Космос-94»	28.10.1965	211	293	65	89,3
«Космос-95»	4.11.1965	207	521	48,4	91,7
«Космос-96»	23.11.1965	227	310	51,9	89,6
«Космос-97»	26.11.1965	220	2100	49	108,3
«Космос-98»	27.11.1965	216	570	65	92
«Космос-99»	10.12.1965	199	320	65	89,6
«Космос-100»	17.12.1965	~ 650	~ 650	65	97,7
«Космос-101»	21.12.1965	260	550	49	92,4
«Космос-102»	28.12.1965	218	278	65	89,24
«Космос-103»	28.12.1965	~ 600	~ 600	56	97
«Космос-104»	7.1.1966	204	401	65	90,2
«Космос-105»	22.1.1966	204	324	65	89,7
«Космос-106»	25.1.1966	290	564	48,4	92,8
«Космос-107»	10.2.1966	204	322	65	89,7
«Космос-108»	11.2.1966	227	865	48,9	95,3
«Космос-109»	19.2.1966	209	309	65	89,5
«Космос-110»	22.2.1966	187	904	51,9	95,3
«Космос-111»	1.3.1966	191	226	51,85	88,6
«Космос-112»	17.3.1966	214	565	72	92,1
«Космос-113»	21.3.1966	210	327	65	89,6
«Космос-114»	6.4.1966	210	374	73	90,1
«Космос-115»	20.4.1966	190	294	65	89,3
«Космос-116»	26.4.1966	294	478	48,42	92
«Космос-117»	6.5.1966	207	308	65	89,5
«Космос-118»	11.5.1966	~ 640	~ 640	65	97,1
«Космос-119»	24.5.1966	219	1305	48,5	99,8
«Космос-120»	8.6.1966	200	300	51,8	89,4
«Космос-121»	17.6.1966	210	354	72,9	89,9
«Космос-122»	25.6.1966	625	625	65	97,1
«Космос-123»	8.7.1966	263	529	48,8	92,2
«Космос-124»	14.7.1966	208	303	51,8	89,4
«Космос-125»	20.7.1966	250	250	65	89,5
«Космос-126»	28.7.1966	212	359	51,8	90
«Космос-127»	8.8.1966	204	279	51,9	89,2
«Космос-128»	27.8.1966	212	364	65	90
«Космос-129»	14.10.1966	202	307	65	84,4
«Космос-130»	20.10.1966	211	340	65	89,8
«Космос-131»	12.11.1966	205	360	72,9	89,9
«Космос-132»	19.11.1966	207	280	65	89,3
«Космос-133»	28.11.1966	181	232	51,9	88,4
«Космос-134»	3.12.1966	214	319	65	89,6
«Космос-135»	12.12.1966	259	662	48,5	93,5
«Космос-136»	19.12.1966	198	305	64,6	89,4
«Космос-137»	21.12.1966	230	1720	48,8	104,3
«Космос-138»	19.1.1967	193	293	65	89,2
«Космос-139»	25.1.1967	144	210	50	~ 88
«Космос-140»	7.2.1967	170	241	51,7	88,48
«Космос-141»	8.2.1967	210	345	72,9	89,8
«Космос-142»	14.2.1967	214	1362	48,4	100,3
«Космос-143»	27.2.1967	204	302	65	89,5
«Космос-144»	28.2.1967	~625	~ 625	81,2	96,92
«Космос-145»	3.3.1967	220	2135	48,4	186
«Космос-146»	10.3.1967	190	310	51,5	89,2
«Космос-147»	13.3.1967	198	317	65	89,5
«Космос-148»	16.3.1967	275	436	71	91,3
«Космос-149»	21.3.1967	248	297	48,4	89,8
«Космос-150»	22.3.1967	206	373	65,7	90,1
«Космос-151»	24.3.1967	~ 630	~ 630	56	97,1
«Космос-152»	25.3.1967	283	512	71	92,2
«Космос-153»	4.4.1967	202	291	64,6	89,3
«Космос-154»	8.4.1967	186	232	51,6	88,5
«Космос-155»	12.4.1967	203	286	51,8	89,2
«Космос-156»	27.4.1967	~ 630	~ 630	81,2	97
«Космос-157»	12.5.1967	202	296	51,3	89,4
«Космос-158»	15.5.1967	~ 850	~ 850	74,04	100,68
«Космос-159»	16.5.1967	380	60600	51,83	1173
«Космос-160»	17.5.1967	142	205	49,6	~ 88
«Космос-161»	22.5.1967	205	343	65,7	89,8
«Космос-162»	1.6.1967	201	280	51,8	89,2
«Космос-163»	5.6.1967	261	616	48,4	93,1
«Космос-164»	8.6.1967	202	320	65,7	89,5
«Космос-165»	12.6.1967	211	1542	81,9	102,1
«Космос-166»	16.6.1967	283	578	48,4	92,9
«Космос-167»	17.6.1967	201	286	51,8	89,2
«Космос-168»	4.7.1967	199	268	51,8	89,1

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Космос-169»	17.7.1967	144	208	50	88,8
«Космос-170»	31.7.1967	145	208	50	~88
«Космос-171»	8.8.1967	145	220	50	~88
«Космос-172»	9.8.1967	202	301	51,8	89,4
«Космос-173»	24.8.1967	280	528	71	92,3
«Космос-174»	31.8.1967	500	39750	64,5	715
«Космос-175»	11.9.1967	210	386	72,9	92,2
«Космос-176»	12.9.1967	206	1581	81,9	102,5
«Космос-177»	16.9.1967	202	292	51,8	89,3
«Космос-178»	19.9.1967	145	205	50	~88
«Космос-179»	22.9.1967	145	208	50	~88
«Космос-180»	26.9.1967	212	370	72,9	90,1
«Космос-181»	11.10.1967	200	344	65,6	89,7
«Космос-182»	16.10.1967	210	355	65	89,9
«Космос-183»	18.10.1967	145	212	50	88,9
«Космос-184»	25.10.1967	~635	~635	81,2	97,14
«Космос-185»	27.10.1967	522	888	64,1	98,7
«Космос-186»	27.10.1967	209	235	51,7	88,7
«Космос-187»	28.10.1967	145	210	50	88,88
«Космос-188»	30.10.1967	200	276	51,68	88,97
«Космос-189»	30.10.1967	535	600	74	95,7
«Космос-190»	3.11.1967	201	347	65,7	89,8
«Космос-191»	21.11.1967	281	518	71	92,2
«Космос-192»	23.11.1967	~760	~760	74	99,9
«Космос-193»	25.11.1967	203	354	65,7	89,9
«Космос-194»	3.12.1967	205	333	65,7	89,7
«Космос-195»	16.12.1967	211	375	65,7	90,1
«Космос-196»	19.12.1967	225	887	49	95,5
«Космос-197»	26.12.1967	220	505	48,5	91,5
«Космос-198»	27.12.1967	265	281	65,1	89,8
«Космос-199»	16.1.1968	204	386	65,7	90,2
«Космос-200»	20.1.1968	~536	~536	74	95,2
«Космос-201»	6.2.1968	210	355	65	89,9
«Космос-202»	20.2.1968	220	502	48,4	91,5
«Космос-203»	20.2.1968	~1200	~1200	74,08	109,4
«Космос-204»	5.3.1968	282	873	71	95,9
«Космос-205»	5.3.1968	201	310	65,7	89,4
«Космос-206»	14.3.1968	~630	~630	81	97
«Космос-207»	16.3.1968	210	342	65,6	89,8
«Космос-208»	21.3.1968	207	305	65	89,4
«Космос-209»	22.3.1968	250	282	65,1	89,6
«Космос-210»	3.4.1968	217	395	81,2	90,3
«Космос-211»	9.4.1968	210	1574	81,9	102,5
«Космос-212»	14.4.1968	210	239	51,7	88,75
«Космос-213»	15.4.1968	205	291	51,4	89,16
«Космос-214»	18.4.1968	211	403	81,4	90,3
«Космос-215»	19.4.1968	261	426	48,5	91,1
«Космос-216»	20.4.1968	199	277	51,8	89,1
«Космос-217»	24.4.1968	396	520	62,2	93,4
«Космос-218»	25.4.1968	144	210	50	87,3
«Космос-219»	26.4.1968	222	1770	48,4	104,7
«Космос-220»	7.5.1968	670	760	74	99,2
«Космос-221»	24.5.1968	220	2108	48,4	108,3
«Космос-222»	30.5.1968	277	528	71	92,3
«Космос-223»	1.6.1968	212	374	72,9	90,1
«Космос-224»	4.6.1968	200	270	51,8	89
«Космос-225»	12.6.1968	257	530	48,4	92,2
«Космос-226»	12.6.1968	603	650	81,2	96,9
«Космос-227»	18.6.1968	194	281	51,8	89,1
«Космос-228»	21.6.1968	206	259	51,6	89
«Космос-229»	26.6.1968	210	354	72,8	89,9
«Космос-230»	5.7.1968	290	580	48,5	93
«Космос-231»	10.7.1968	211	330	65	89,7
«Космос-232»	16.7.1968	202	352	65	89,8
«Космос-233»	18.7.1968	210	1545	82	102,1
«Космос-234»	30.7.1968	210	310	51,8	89,5
«Космос-235»	9.8.1968	207	303	51,8	89,4
«Космос-236»	27.8.1968	600	655	56	96,9
«Космос-237»	27.8.1968	201	343	65,4	89,7
«Космос-238»	28.8.1968	199	219	51,7	88,5
«Космос-239»	5.9.1968	202	282	51,8	89,2
«Космос-240»	14.9.1968	197	293	51,8	89,3
«Космос-241»	16.9.1968	201	343	65,4	89,7
«Космос-242»	20.9.1968	280	440	71	91,3
«Космос-243»	23.9.1968	210	319	71,3	89,6
«Космос-244»	2.10.1968	140	212	50	87,3
«Космос-245»	3.10.1968	282	509	71	92,1
«Космос-246»	7.10.1968	147	348	65,4	89,4
«Космос-247»	11.10.1968	205	362	65,4	89,9
«Космос-248»	19.10.1968	490	551	62,3	94,8
«Космос-249»	20.10.1968	514	2177	62,4	112,2
«Космос-250»	31.10.1968	523	556	74	95,3
«Космос-251»	31.10.1968	198	270	65	89,1
«Космос-252»	1.11.1968	538	2172	61,9	112,5
«Космос-253»	13.11.1968	206	355	65,4	89,9
«Космос-254»	21.11.1968	203	350	65,4	89,8
«Космос-255»	29.11.1968	201	336	65,4	89,7
«Космос-256»	30.11.1968	1168	1234	74,06	109,3
«Космос-257»	3.12.1968	282	470	71	91,7
«Космос-258»	10.12.1968	210	325	65	89,6
«Космос-259»	14.12.1968	219	1353	48,5	100,3

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Космос-260»	16.12.1968	500	39600	65	712
«Космос-261»	20.12.1968	217	670	71	93,1
«Космос-262»	26.12.1968	263	818	48,5	95,2
«Космос-263»	12.1.1969	205	346	65,4	89,8
«Космос-264»	23.1.1969	219	330	70	89,7
«Космос-265»	7.2.1969	283	485	71	91,9
«Космос-266»	25.2.1969	208	358	72,9	89,9
«Космос-267»	26.2.1969	210	346	65	89,9
«Космос-268»	5.3.1969	219	2186	48,4	109,2
«Космос-269»	5.3.1969	526	558	74	95,3
«Космос-270»	6.3.1969	205	350	65,4	89,8
«Космос-271»	15.3.1969	200	342	65,4	89,7
«Космос-272»	17.3.1969	1195	1220	74	109,35
«Космос-273»	22.3.1969	205	356	65,4	89,9
«Космос-274»	24.3.1969	213	323	65	89,6
«Космос-275»	28.3.1969	284	805	71	95,2
«Космос-276»	4.4.1969	214	410	81,4	90,4
«Космос-277»	4.4.1969	280	494	71	92
«Космос-278»	9.4.1969	203	338	65	89,7
«Космос-279»	15.4.1969	194	280	51,8	89,1
«Космос-280»	23.4.1969	206	272	51,6	89,1
«Космос-281»	13.5.1969	194	317	65,4	89,4
«Космос-282»	20.5.1969	209	343	65,4	89,8
«Космос-283»	27.5.1969	210	1539	82	102,1
«Космос-284»	29.5.1969	207	308	51,8	89,5
«Космос-285»	3.6.1969	279	518	71	92,2
«Космос-286»	15.6.1969	206	349	65,4	89,8
«Космос-287»	24.6.1969	190	268	51,8	89
«Космос-288»	27.6.1969	201	281	51,8	89,2
«Космос-289»	10.7.1969	200	350	65,4	89,8
«Космос-290»	22.7.1969	200	352	65,4	89,8
«Космос-291»	6.8.1969	153	574	62,3	91,5
«Космос-292»	14.8.1969	747	786	74	99,9
«Космос-293»	16.8.1969	208	270	51,8	89,1
«Космос-294»	19.8.1969	202	348	65,4	89,8
«Космос-295»	22.8.1969	282	500	71	92
«Космос-296»	29.8.1969	211	322	65	89,6
«Космос-297»	2.9.1969	211	334	72,9	89,7
«Космос-298»	15.9.1969	140	212	50	—
«Космос-299»	18.9.1969	214	311	65	89,5
«Космос-300»	23.9.1969	190	208	51,5	88,24
«Космос-301»	24.9.1969	197	307	65,4	89,4
«Космос-302»	17.10.1969	202	340	65,4	89,7
«Космос-303»	18.10.1969	282	492	71	91,9
«Космос-304»	21.10.1969	747	774	74	99,9
«Космос-305»	22.10.1969	193	205	51,5	—
«Космос-306»	24.10.1969	208	332	65	89,7
«Космос-307»	24.10.1969	220	2178	48,4	109,1
«Космос-308»	4.11.1969	281	422	77	91,3
«Космос-309»	12.11.1969	203	384	65,4	90,1
«Космос-310»	15.11.1969	208	347	65	89,8
«Космос-311»	24.11.1969	284	496	71	92
«Космос-312»	24.11.1969	1145	1187	74	108,6
«Космос-313»	3.12.1969	204	276	65,4	89,1
«Космос-314»	11.12.1969	282	491	71	91,9
«Космос-315»	20.12.1969	521	556	74,06	95,3
«Космос-316»	23.12.1969	154	1650	49,5	102,7
«Космос-317»	23.12.1969	209	302	65,4	89,4
«Космос-318»	9.1.1970	204	295	65	89,3
«Космос-319»	15.1.1970	209	1537	82	102
«Космос-320»	16.1.1970	240	342	48,5	90
«Космос-321»	20.1.1970	280	507	71	92
«Космос-322»	21.1.1970	200	337	65,4	89,7
«Космос-323»	10.2.1970	206	338	65,4	89,7
«Космос-324»	27.2.1970	283	492	71	92
«Космос-325»	4.3.1970	207	348	65,4	89,8
«Космос-326»	13.3.1970	212	393	81,4	90,2
«Космос-327»	18.3.1970	279	855	71	95,6
«Космос-328»	27.3.1970	213	340	72,9	89,7
«Космос-329»	3.4.1970	202	240	81,3	88,8
«Космос-330»	7.4.1970	514	548	74,1	95,2
«Космос-331»	8.4.1970	213	347	65	89,9
«Космос-332»	11.4.1970	755	786	74,5	100
«Космос-333»	15.4.1970	217	265	81,4	89,1
«Космос-334»	23.4.1970	281	508	71	92,1
«Космос-335»	24.4.1970	254	415	48,7	91
«Космос-336»	25.4.1970	1400	1500	74	115
«Космос-337»	„	„	„	„	„
«Космос-338»	„	„	„	„	„
«Космос-339»	„	„	„	„	„
«Космос-340»	„	„	„	„	„
«Космос-341»	„	„	„	„	„
«Космос-342»	„	„	„	„	„
«Космос-343»	„	„	„	„	„
«Космос-344»	12.5.1970	206	347	72,9	89,8
«Космос-345»	20.5.1970	193	276	51,8	89,1
«Космос-346»	10.6.1970	201	289	51,8	89,3
«Космос-347»	12.6.1970	223	2073	48,4	108
«Космос-348»	13.6.1970	212	680	71	93
«Космос-349»	17.6.1970	203	350	65,4	89,8
«Космос-350»	26.6.1970	204	267	51,8	89,06

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Космос-351»	27.6.1970	282	494	71	92
«Космос-352»	7.7.1970	205	309	51,8	89,5
«Космос-353»	9.7.1970	211	309	65,4	89,4
«Космос-354»	23.7.1970	144	208	50	—
«Космос-355»	7.8.1970	202	342	65,4	89,7
«Космос-356»	10.8.1970	240	600	82	92,6
«Космос-357»	19.8.1970	282	500	71	92
«Космос-358»	20.8.1970	517	549	74	95,2
«Космос-359»	22.8.1970	210	910	51,5	95,5
«Космос-360»	29.8.1970	209	318	65	89,5
«Космос-361»	8.9.1970	207	326	72,9	89,6
«Космос-362»	16.9.1970	281	854	71	95,7
«Космос-363»	17.9.1970	210	324	65	89,53
«Космос-364»	22.9.1970	211	330	65,4	89,49
«Космос-365»	25.9.1970	144	210	49,5	—
«Космос-366»	1.10.1970	204	295	65	89,5
«Космос-367»	3.10.1970	922	1024	65,28	104,53
«Космос-368»	8.10.1970	212	421	65	90,6
«Космос-369»	8.10.1970	278	534	71	92,3
«Космос-370»	9.10.1970	208	307	65	89,5
«Космос-371»	12.10.1970	754	780	74	99,9
«Космос-372»	16.10.1970	786	828	74	100,8
«Космос-373»	20.10.1970	490	553	62,9	94,8
«Космос-374»	23.10.1970	536	2153	63	112,3
«Космос-375»	30.10.1970	538	2164	63	112,4
«Космос-376»	30.10.1970	216	311	65,4	89,5
«Космос-377»	11.11.1970	208	305	65	89,4
«Космос-378»	17.11.1970	241	1763	74	105
«Космос-379»	24.11.1970	198	253	51,6	88,7
«Космос-380»	24.11.1970	210	1548	82	102,2
«Космос-381»	2.12.1970	985	1023	74	105
«Космос-382»	2.12.1970	320	5040	51,5	143
«Космос-383»	3.12.1970	208	293	65,4	89,3
«Космос-384»	10.12.1970	212	314	72,9	89,5
«Космос-385»	12.12.1970	982	1005	74	104,8
«Космос-386»	15.12.1970	207	275	65	89,2
«Космос-387»	16.12.1970	281	532	71	92,3
«Космос-388»	18.12.1970	281	532	71	92,3
«Космос-389»	18.12.1970	655	699	81	98,1
«Космос-390»	12.1.1971	208	296	65	89,3
«Космос-391»	14.1.1971	277	828	71	95,4
«Космос-392»	21.1.1971	207	300	65	89,4
«Космос-393»	26.1.1971	283	512	71	92,2
«Космос-394»	9.2.1971	574	619	65,9	96,5
«Космос-395»	18.2.1971	534	570	74	95,4
«Космос-396»	18.2.1971	212	310	65,4	89,4
«Космос-397»	25.2.1971	593	2317	65,8	114,7
«Космос-398»	26.2.1971	196	276	51,63	88,9
«Космос-399»	3.3.1971	209	310	65	89,5
«Космос-400»	19.3.1971	995	1016	65,8	105
«Космос-401»	27.3.1971	216	322	72,9	89,6
«Космос-402»	1.4.1971	216	279	65	89,7
«Космос-403»	2.4.1971	216	251	81,4	89
«Космос-404»	4.4.1971	811	1009	65,9	103
«Космос-405»	7.4.1971	676	706	81,3	98,3
«Космос-406»	14.4.1971	223	264	81,3	89,2
«Космос-407»	23.4.1971	799	844	74	101
«Космос-408»	24.4.1971	211	1542	82	102,1
«Космос-409»	28.4.1971	1185	1222	74	109,4
«Космос-410»	6.5.1971	207	300	65	89,4
«Космос-411»	7.5.1971	1408	1530	74,5	115
«Космос-412»	»	»	»	»	»
«Космос-413»	»	»	»	»	»
«Космос-414»	»	»	»	»	»
«Космос-415»	»	»	»	»	»
«Космос-416»	»	»	»	»	»
«Космос-417»	»	»	»	»	»
«Космос-418»	»	»	»	»	»
«Космос-419»	10.5.1971	158,5	174	51,4	87,7
«Космос-420»	18.5.1971	200	242	51,8	88,8
«Космос-421»	19.5.1971	283	492	71	92
«Космос-422»	22.5.1971	994	1020	74	105,1
«Космос-423»	27.5.1971	282	511	71	92,2
«Космос-424»	28.5.1971	214	309	65,4	89,4
«Космос-425»	29.5.1971	511	556	74	95,2
«Космос-426»	4.6.1971	394	2012	74	109,3
«Космос-427»	11.6.1971	211	337	72,9	89,7
«Космос-428»	24.6.1971	208	271	51,8	89,1
«Космос-429»	20.7.1971	204	260	51,8	89
«Космос-430»	23.7.1971	206	322	65,4	89,6
«Космос-431»	30.7.1971	202	262	51,8	89
«Космос-432»	5.8.1971	209	262	51,8	89
«Космос-433»	9.8.1971	159	259	49,5	—
«Космос-434»	12.8.1971	197	285	51,6	89
«Космос-435»	27.8.1971	282	505	71	92,1
«Космос-436»	7.9.1971	514	550	74	95,2
«Космос-437»	10.9.1971	523	558	74	95,3
«Космос-438»	14.9.1971	212	321	65,4	89,5
«Космос-439»	21.9.1971	219	308	65,4	89,4
«Космос-440»	24.9.1971	282	814	71	95,3
«Космос-441»	28.9.1971	209	288	65	89,2

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Космос-442»	29.9.1971	211	321	72,9	89,5
«Космос-443»	7.10.1971	211	325	65,4	89,6
«Космос-444»	13.10.1971	1415	1550	74	115
«Космос-445»	»	»	»	»	»
«Космос-446»	»	»	»	»	»
«Космос-447»	»	»	»	»	»
«Космос-448»	»	»	»	»	»
«Космос-449»	»	»	»	»	»
«Космос-450»	»	»	»	»	»
«Космос-451»	»	»	»	»	»
«Космос-452»	14.10.1971	201	270	65	89,1
«Космос-453»	19.10.1971	281	522	71	92,2
«Космос-454»	2.11.1971	210	284	65,4	89,2
«Космос-455»	17.11.1971	282	516	71	92,2
«Космос-456»	19.11.1971	218	328	72,9	89,7
«Космос-457»	20.11.1971	1192	1229	74	109,5
«Космос-458»	29.11.1971	281	523	71	92,3
«Космос-459»	29.11.1971	226	277	65,8	89,4
«Космос-460»	30.11.1971	520	553	74	95,2
«Космос-461»	2.12.1971	490	524	69,2	94,6
«Космос-462»	3.12.1971	237	1840	65,8	105,7
«Космос-463»	6.12.1971	215	307	65	89,4
«Космос-464»	10.12.1971	206	405	72,9	90,3
«Космос-465»	15.12.1971	984	1023	74	105
«Космос-466»	16.12.1971	207	302	65	89,4
«Космос-467»	17.12.1971	279	502	71	92
«Космос-468»	17.12.1971	788	830	74	100,8
«Космос-469»	25.12.1971	259	276	65	89,7
«Космос-470»	27.12.1971	195	272	65,4	89,1
«Космос-471»	12.1.1972	202	323	65	89,5
«Космос-472»	25.1.1972	207	1568	82	102,4
«Космос-473»	3.2.1972	209	333	65	89,7
«Космос-474»	16.2.1972	207	347	65	89,8
«Космос-475»	25.2.1972	977	1013	74	105
«Космос-476»	1.3.1972	618	651	81,2	97,2
«Космос-477»	4.3.1972	212	328	72,9	89,6
«Космос-478»	15.3.1972	213	319	65,4	89,5
«Космос-479»	22.3.1972	517	549	74	95,2
«Космос-480»	25.3.1972	1183	1212	83	102,2
«Космос-481»	25.3.1972	279	540	71	92,4
«Космос-482»	31.3.1972	210	9813	52	201,4
«Космос-483»	3.4.1972	212	345	72,9	89,8
«Космос-484»	6.4.1972	203	236	81,3	88,8
«Космос-485»	11.4.1972	208	506	71	92,1
«Космос-486»	14.4.1972	214	267	81,4	89,1
«Космос-487»	21.4.1972	278	531	71	92,3
«Космос-488»	5.5.1972	211	319	65,4	89,5
«Космос-489»	6.5.1972	980	1010	74	105
«Космос-490»	17.5.1972	212	310	65,4	89,4
«Космос-491»	25.5.1972	210	303	65	89,5
«Космос-492»	9.6.1972	209	342	65	89,8
«Космос-493»	21.6.1972	213	308	65	89,5
«Космос-494»	23.6.1972	791	829	74	100,8
«Космос-495»	23.6.1972	206	298	65,4	89,3
«Космос-496»	26.6.1972	195	342	51,6	89,6
«Космос-497»	30.6.1972	282	812	71	95,2
«Космос-498»	5.7.1972	282	511	71	92,1
«Космос-499»	6.7.1972	209	283	51,8	89,2
«Космос-500»	10.7.1972	509	554	74	95,2
«Космос-501»	12.7.1972	222	2149	48,5	108,8
«Космос-502»	13.7.1972	209	284	65,4	89,2
«Космос-503»	19.7.1972	208	304	65,4	89,4
«Космос-504»	20.7.1972	1425	1540	74	115,2
«Космос-505»	»	»	»	»	»
«Космос-506»	»	»	»	»	»
«Космос-507»	»	»	»	»	»
«Космос-508»	»	»	»	»	»
«Космос-509»	»	»	»	»	»
«Космос-510»	»	»	»	»	»
«Космос-511»	»	»	»	»	»
«Космос-512»	28.7.1972	207	294	65,4	89,3
«Космос-513»	2.8.1972	209	340	65	89,8
«Космос-514»	16.8.1972	959	999	83	104,4
«Космос-515»	18.8.1972	205	300	72,9	89,3
«Космос-516»	21.8.1972	256	277	65	89,6
«Космос-517»	30.8.1972	207	305	65	89,4
«Космос-518»	15.9.1972	208	330	72,9	89,6
«Космос-519»	16.9.1972	210	343	71,3	89,8
«Космос-520»	19.9.1972	652	39319	62,8	710
«Космос-521»	29.9.1972	973	1030	65,8	105
«Космос-522»	4.10.1972	214	342	72,9	89,8
«Космос-523»	5.10.1972	283	507	71	92
«Космос-524»	11.10.1972	277	537	71	92,3
«Космос-525»	18.10.1972	208	292	65,4	89,3
«Космос-526»	25.10.1972	232	511	71	92
«Космос-527»	31.10.1972	214	330	65,4	89,7
«Космос-528»	1.11.1972	1375	1495	74	114
«Космос-529»	»	»	»	»	»
«Космос-530»	»	»	»	»	»
«Космос-531»	»	»	»	»	»
«Космос-532»	»	»	»	»	»

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Космос-533»	1.11.1972	1375	1495	74	114
«Космос-534»	„	„	„	„	„
«Космос-535»	„	„	„	„	„
«Космос-536»	3.11.1972	514	555	74	95,2
«Космос-537»	25.11.1972	207	324	65	89,6
«Космос-538»	14.12.1972	212	305	65,4	89,4
«Космос-539»	21.12.1972	1353	1392	74	113
«Космос-540»	26.12.1972	779	823	74	100,8
«Космос-541»	27.12.1972	242	371	81,4	90,3
«Космос-542»	28.12.1972	554	653	81,2	96,4
«Космос-543»	11.1.1973	211	333	65	89,7
«Космос-544»	20.1.1973	513	561	74	95,3
«Космос-545»	24.1.1973	279	521	71	92,2
«Космос-546»	26.1.1973	585	630	51,7	96,6
«Космос-547»	1.2.1973	208	330	65	89,7
«Космос-548»	8.2.1973	214	322	65,4	89,6
«Космос-549»	28.2.1973	513	556	74	95,2
«Космос-550»	1.3.1973	217	325	65,4	89,6
«Космос-551»	6.3.1973	210	316	65	89,5
«Космос-552»	22.3.1973	211	337	72,9	89,7
«Космос-553»	12.4.1973	282	519	71	92,2
«Космос-554»	19.4.1973	212	318	72,9	89,5
«Космос-555»	25.4.1973	216	253	81,3	89
«Космос-556»	5.5.1973	209	252	81,3	89
«Космос-557»	11.5.1973	218	266	51,6	89,1
«Космос-558»	17.5.1973	279	526	71	92,3
«Космос-559»	18.5.1973	217	345	65,4	89,8
«Космос-560»	23.5.1973	203	313	72,85	89,68
«Космос-561»	25.5.1973	206	294	65,41	89,51
«Космос-562»	5.6.1973	270	487	70,98	92,13
«Космос-563»	6.6.1973	206	297	65,4	89,53
«Космос-564»	8.6.1973	1392	1507	74	114,5
«Космос-565»	„	„	„	„	„
«Космос-566»	„	„	„	„	„
«Космос-567»	„	„	„	„	„
«Космос-568»	„	„	„	„	„
«Космос-569»	„	„	„	„	„
«Космос-570»	„	„	„	„	„
«Космос-571»	„	„	„	„	„
«Космос-572»	10.6.1973	206	282	51,67	89,31
«Космос-573»	15.6.1973	209	268	51,55	89,2
«Космос-574»	20.6.1973	995	1024	82,94	105,14
«Космос-575»	21.6.1973	204	284	65,44	89,39
«Космос-576»	27.6.1973	207	329	72,86	89,89
«Космос-577»	25.7.1973	209	312	65,4	89,5
«Космос-578»	1.8.1973	207	308	65,4	89,4
«Космос-579»	21.8.1973	209	315	65,4	89,5
«Космос-580»	22.8.1973	283	518	71	92,2
«Космос-581»	24.8.1973	211	303	51,6	89,4
«Космос-582»	28.8.1973	521	559	74	95,3
«Космос-583»	30.8.1973	208	316	65	89,5
«Космос-584»	6.9.1973	213	360	72,9	89,9
«Космос-585»	8.9.1973	1385	1416	74	113,6
«Космос-586»	14.9.1973	986	1020	83	105
«Космос-587»	21.9.1973	215	330	65,4	89,6
«Космос-588»	2.10.1973	1397	1512	74	115
«Космос-589»	„	„	„	„	„
«Космос-590»	„	„	„	„	„
«Космос-591»	„	„	„	„	„
«Космос-592»	„	„	„	„	„
«Космос-593»	„	„	„	„	„
«Космос-594»	„	„	„	„	„
«Космос-595»	„	„	„	„	„
«Космос-596»	3.10.1973	211	310	65,4	89,4
«Космос-597»	6.10.1973	212	312	65,4	89,5
«Космос-598»	10.10.1973	213	360	72,9	90
«Космос-599»	15.10.1973	206	294	65	89,3
«Космос-600»	16.10.1973	215	366	72,9	90
«Космос-601»	16.10.1973	210	1561	82	102,3
«Космос-602»	20.10.1973	213	365	72,9	90
«Космос-603»	27.10.1973	213,5	380	72,9	90,1
«Космос-604»	29.10.1973	624	647	81,2	97,2
«Космос-605»	31.10.1973	221	424	62,8	90,7
«Космос-606»	2.11.1973	626	39360	62,8	710
«Космос-607»	10.11.1973	214	364	72,9	90
«Космос-608»	20.11.1973	281	528	71	92,3
«Космос-609»	21.11.1973	207	370	70	90
«Космос-610»	27.11.1973	515	560	74	95,2
«Космос-611»	28.11.1973	280	507	71	92
«Космос-612»	28.11.1973	214	371	72,9	90,1
«Космос-613»	30.11.1973	195	295	51,6	89,1
«Космос-614»	4.12.1973	770	830	74	100,7
«Космос-615»	13.12.1973	280	859	71	95,7
«Космос-616»	17.12.1973	214	355	72,9	89,9
«Космос-617»	19.12.1973	1404	1511	74	114,8
«Космос-618»	„	„	„	„	„
«Космос-619»	„	„	„	„	„
«Космос-620»	„	„	„	„	„
«Космос-621»	„	„	„	„	„
«Космос-622»	„	„	„	„	„
«Космос-623»	„	„	„	„	„

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Космос-624»	19.12.1973	1404	1511	74	114,8
«Космос-625»	21.12.1973	214	346	72,8	89,8
«Космос-626»	27.12.1973	257	280	65	89,7
«Космос-627»	29.12.1973	991	1032	83	105
«Космос-628»	17.1.1974	975	1026	83	105
«Космос-629»	24.1.1974	202	315	62,8	89,4
«Космос-630»	30.1.1974	213	367	72,9	90
«Космос-631»	6.2.1974	522	565	74	95,3
«Космос-632»	12.2.1974	184	333	65	89,4
«Космос-633»	27.2.1974	280	516	71	92,2
«Космос-634»	5.3.1974	281	516	71	92,2
«Космос-635»	14.3.1974	212	350	72,9	89,8
«Космос-636»	20.3.1974	174	409	65	90
«Космос-637»	26.3.1974	35600	35600	0,25	1426
«Космос-638»	3.4.1974	195	325	51,8	89,4
«Космос-639»	4.4.1974	209	238	81,3	89
«Космос-640»	11.4.1974	205	236	81,3	88,9
«Космос-641»	23.4.1974	1385	1508	74	114,5
«Космос-642»	„	„	„	„	„
«Космос-643»	„	„	„	„	„
«Космос-644»	„	„	„	„	„
«Космос-645»	„	„	„	„	„
«Космос-646»	„	„	„	„	„
«Космос-647»	„	„	„	„	„
«Космос-648»	„	„	„	„	„
«Космос-649»	29.4.1974	189	320	62,8	89,3
«Космос-650»	29.4.1974	1380	1413	74	113,5
«Космос-651»	15.5.1974	256	276	65	89,6
«Космос-652»	15.5.1974	180	362	51,8	89,6
«Космос-653»	15.5.1974	196	309	62,8	89,3
«Космос-654»	17.5.1974	261	270	65	89,7
«Космос-655»	21.5.1974	520	549	74	95,2
«Космос-656»	27.5.1974	194	354	51,6	89,7
«Космос-657»	30.5.1974	182	317	62,8	89,2
«Космос-658»	6.6.1974	206	304	65	89,4
«Космос-659»	13.6.1974	190	360	62,8	89,7
«Космос-660»	18.6.1974	409	1995	83	109,2
«Космос-661»	21.6.1974	513	555	74	95
«Космос-662»	26.6.1974	282	838	71	95,5
«Космос-663»	27.6.1974	983	1017	83	105
«Космос-664»	29.6.1974	212	364	72,9	90
«Космос-665»	29.6.1974	633	39384	62,9	710
«Космос-666»	12.7.1974	191	351	62,8	89,6
«Космос-667»	25.7.1974	182	342	65	89,5
«Космос-668»	25.7.1974	281	519	71	92,2
«Космос-669»	26.7.1974	210	244	81,3	88,9
«Космос-670»	6.8.1974	217	307	50,6	89,5
«Космос-671»	7.8.1974	191	369	62,8	89,7
«Космос-672»	12.8.1974	198	239	51,8	88,6
«Космос-673»	16.8.1974	620	648	81	97
«Космос-674»	29.8.1974	182	343	65	89,5
«Космос-675»	29.8.1974	1370	1429	74	113,7
«Космос-676»	11.9.1974	799	840	74	101
«Космос-677»	19.9.1974	1451	1519	74	115,3
«Космос-678»	„	„	„	„	„
«Космос-679»	„	„	„	„	„
«Космос-680»	„	„	„	„	„
«Космос-681»	„	„	„	„	„
«Космос-682»	„	„	„	„	„
«Космос-683»	„	„	„	„	„
«Космос-684»	„	„	„	„	„
«Космос-685»	20.9.1974	208	303	65	89,4
«Космос-686»	26.9.1974	281	515	71	92,2
«Космос-687»	11.10.1974	292	717	74	94,5
«Космос-688»	18.10.1974	188	371	62,8	89,8
«Космос-689»	19.10.1974	992	1032	83	105,1
«Космос-690»	22.10.1974	223	389	62,8	90,4
«Космос-691»	25.10.1974	180	352	65	89,5
«Космос-692»	1.11.1974	201	315	62,8	89,4
«Космос-693»	4.11.1974	215	271	81,3	89,1
«Космос-694»	16.11.1974	213	344	72,9	89,8
«Космос-695»	20.11.1974	283	493	71	92
«Космос-696»	27.11.1974	212	345	72,9	89,8
«Космос-697»	13.12.1974	182	415	62,8	90,2
«Космос-698»	18.12.1974	515	566	74	95,3
«Космос-699»	24.12.1974	436	454	65	93,2
«Космос-700»	26.12.1974	976	1012	83	105
«Космос-701»	27.12.1974	210	339	71,4	89,8
«Космос-702»	17.1.1975	210	334	71,4	89,7
«Космос-703»	21.1.1975	207	1545	82	102
«Космос-704»	23.1.1975	213	329	72,9	89,6
«Космос-705»	28.1.1975	281	524	71	92,3
«Космос-706»	30.1.1975	635	39812	62,8	719
«Космос-707»	5.2.1975	505	550	74	95,2
«Космос-708»	12.2.1975	1387	1423	69,2	113,6
«Космос-709»	12.2.1975	188	333	62,8	89,4
«Космос-710»	6.2.1975	180	355	65	89,6
«Космос-711»	28.2.1975	1449	1530	74	115
«Космос-712»	„	„	„	„	„
«Космос-713»	„	„	„	„	„
«Космос-714»	„	„	„	„	„

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Космос-715»	28.2.1975	1449	1530	74	115
«Космос-716»	»	»	»	»	»
«Космос-717»	»	»	»	»	»
«Космос-718»	»	»	»	»	»
«Космос-719»	12.3.1975	182	329	65	89,3
«Космос-720»	21.3.1975	223	280	62,8	89,4
«Космос-721»	26.3.1975	210	241	81,3	88,9
«Космос-722»	27.3.1975	210	359	71,4	89,9
«Космос-723»	2.4.1975	256	277	65	89,6
«Космос-724»	7.4.1975	258	276	65	89,7
«Космос-725»	8.4.1975	283	508	71	92,1
«Космос-726»	11.4.1975	972	1008	83	104,7
«Космос-727»	16.4.1975	180	358	65	89,6
«Космос-728»	18.4.1975	211	350	72,8	89,8
«Космос-729»	23.4.1975	995	1023	83	105
«Космос-730»	24.4.1975	212	251	81,3	89
«Космос-731»	21.5.1975	207	313	65	89,5
«Космос-732»	28.5.1975	1475	1532	74	115,8
«Космос-733»	»	»	»	»	»
«Космос-734»	»	»	»	»	»
«Космос-735»	»	»	»	»	»
«Космос-736»	»	»	»	»	»
«Космос-737»	»	»	»	»	»
«Космос-738»	»	»	»	»	»
«Космос-739»	»	»	»	»	»
«Космос-740»	28.5.1975	181	347	65	89,5
«Космос-741»	30.5.1975	210	246	81,4	89
«Космос-742»	3.6.1975	189	375	62,8	89,8
«Космос-743»	12.6.1975	190	355	62,8	89,6
«Космос-744»	20.6.1975	612	650	81,2	97,1
«Космос-745»	24.6.1975	274	540	71	92,4
«Космос-746»	25.6.1975	188	346	62,8	89,5
«Космос-747»	27.6.1975	197	309	62,8	89,3
«Космос-748»	3.7.1975	184	339	62,8	89,5
«Космос-749»	4.7.1975	511	557	74	95,3
«Космос-750»	17.7.1975	281	830	71	95,4
«Космос-751»	23.7.1975	203	335	62,8	89,6
«Космос-752»	24.7.1975	480	526	65,9	94,6
«Космос-753»	31.7.1975	189	351	62,8	89,6
«Космос-754»	13.8.1975	210	345	71,4	89,8
«Космос-755»	14.8.1975	991	1025	82,9	105
«Космос-756»	22.8.1975	627	649	81,2	97,3
«Космос-757»	27.8.1975	190	337	62,8	89,5
«Космос-758»	5.9.1975	181	351	67,2	89,5
«Космос-759»	12.9.1975	234	281	62,8	89,6
«Космос-760»	16.9.1975	181	355	65	89,6
«Космос-761»	17.9.1975	1454	1537	74	115,5
«Космос-762»	»	»	»	»	»
«Космос-763»	»	»	»	»	»
«Космос-764»	»	»	»	»	»
«Космос-765»	»	»	»	»	»
«Космос-766»	»	»	»	»	»
«Космос-767»	»	»	»	»	»
«Космос-768»	»	»	»	»	»
«Космос-769»	23.9.1975	211	331	72,9	89,6
«Космос-770»	24.9.1975	1188	1222	83	109,2
«Космос-771»	25.9.1975	219	247	81,3	88,9
«Космос-772»	29.9.1975	201	320	51,8	89,4
«Космос-773»	30.9.1975	791	828	74,1	100,9
«Космос-774»	1.10.1975	212	353	71,4	89,7
«Космос-775»	8.10.1975	35900	35900	0,1	24 ч 2 мин
«Космос-776»	17.10.1975	203	310	62,8	89,4
«Космос-777»	29.10.1975	437	456	65	93,3
«Космос-778»	4.11.1975	989	1018	83	104,9
«Космос-779»	4.11.1975	188	334	62,8	89,4
«Космос-780»	21.11.1975	206	298	65	89,3
«Космос-781»	21.11.1975	508	557	74	95,2
«Космос-782»	25.11.1975	227	405	62,8	90,5
«Космос-783»	28.11.1975	797	838	74	101
«Космос-784»	3.12.1975	216	252	81,3	89
«Космос-785»	12.12.1975	259	278	65	89,7
«Космос-786»	16.12.1975	180	347	65	89,5
«Космос-787»	6.1.1976	519	564	74	95,3
«Космос-788»	7.1.1976	191	343	62,8	89,5
«Космос-789»	20.1.1976	993	1029	83	105
«Космос-790»	23.1.1976	513	559	74	95,2
«Космос-791»	28.1.1976	1453	1538	74	115,6
«Космос-792»	»	»	»	»	»
«Космос-793»	»	»	»	»	»
«Космос-794»	»	»	»	»	»
«Космос-795»	»	»	»	»	»
«Космос-796»	»	»	»	»	»
«Космос-797»	»	»	»	»	»
«Космос-798»	»	»	»	»	»
«Космос-799»	29.1.1976	210	328	71,4	89,6
«Космос-800»	3.2.1976	1000	1027	83	105
«Космос-801»	5.2.1976	279	823	71	95,3
«Космос-802»	11.2.1976	180	355	65	89,6
«Космос-803»	12.2.1976	554	624	66	96,4
«Космос-804»	16.2.1976	149	628	61,5	92,8
«Космос-805»	20.2.1976	181	372	67,2	89,7
«Космос-806»	10.3.1976	182	353	71,4	89,7
«Космос-807»	12.3.1976	403	1985	83	109,1
«Космос-808»	16.3.1976	618	647	81,3	97,1
«Космос-809»	18.3.1976	210	322	65	89,6
«Космос-810»	26.3.1976	188	358	62,8	89,7
«Космос-811»	31.3.1976	212	361	72,9	89,9
«Космос-812»	6.4.1976	504	558	74	95,2
«Космос-813»	9.4.1976	212	250	81,3	89
«Космос-814»	13.4.1976	150	474	65,1	90,6
«Космос-815»	28.4.1976	218	254	81,3	89
«Космос-816»	28.4.1976	482	525	65,9	94,6
«Космос-817»	5.5.1976	178	347	65	89,5
«Космос-818»	18.5.1976	281	506	71	92,1
«Космос-819»	20.5.1976	204	307	65	89,5
«Космос-820»	21.5.1976	214	236	81,4	88,8
«Космос-821»	26.5.1976	212	338	72,8	89,7
«Космос-822»	28.5.1976	284	729	74	94,6
«Космос-823»	3.6.1976	996	1023	83	105
«Космос-824»	8.6.1976	209	345	71,4	89,8
«Космос-825»	15.6.1976	1450	1530	74	111,5
«Космос-826»	»	»	»	»	»
«Космос-827»	»	»	»	»	»
«Космос-828»	»	»	»	»	»
«Космос-829»	»	»	»	»	»
«Космос-830»	»	»	»	»	»
«Космос-831»	»	»	»	»	»
«Космос-832»	»	»	»	»	»
«Космос-833»	16.6.1976	189	335	62,8	89,5
«Космос-834»	24.6.1976	223	263	81,4	89,1
«Космос-835»	29.6.1976	180	338	65	89,4
«Космос-836»	29.6.1976	796	843	74	101
«Космос-837»	1.7.1976	505	860	62,8	98,1
«Космос-838»	2.7.1976	438	456	65	93,3
«Космос-839»	9.7.1976	984	2102	65,9	117
«Космос-840»	14.7.1976	212	343	62,9	89,7
«Космос-841»	15.7.1976	789	826	74	101
«Космос-842»	21.7.1976	987	1023	83	105
«Космос-843»	21.7.1976	149	360	65,1	89,4
«Космос-844»	22.7.1976	181	385	67,1	89,8
«Космос-845»	27.7.1976	505	557	74	95,2
«Космос-846»	29.7.1976	967	1025	83	105
«Космос-847»	4.8.1976	189	342	—	89,5
«Космос-848»	12.8.1976	214	325	62,8	89,6
«Космос-849»	18.8.1976	276	889	71	96
«Космос-850»	26.8.1976	280	518	71	92
«Космос-851»	27.8.1976	592	649	81	96,2
«Космос-852»	28.8.1976	179	354	65	89,5
«Космос-853»	1.9.1976	243	498	62,8	91,7
«Космос-854»	3.9.1976	177	337	81,4	89,3
«Космос-855»	21.9.1976	212	366	72,9	89,9
«Космос-856»	22.9.1976	210	322	65	89,5
«Космос-857»	24.9.1976	185	346	62,8	89,5
«Космос-858»	29.9.1976	792	833	74	101
«Космос-859»	10.10.1976	180	360	65	89,6
«Космос-860»	17.10.1976	260	278	65	89,6
«Космос-861»	21.10.1976	256	280	65	89,6
«Космос-862»	22.10.1976	610	39600	62,9	11 ч 49 мин
«Космос-863»	25.10.1976	187	370	62,8	89,8
«Космос-864»	29.10.1976	980	1021	83	104,9
«Космос-865»	1.11.1976	212	350	72,9	89,8
«Космос-866»	11.11.1976	182	306	65	89,1
«Космос-867»	23.11.1976	258	418	62,8	91
«Космос-868»	26.11.1976	438	457	65	93,3
«Космос-869»	29.11.1976	202	307	51,8	89,3
«Космос-870»	2.12.1976	514	560	74	95,3
«Космос-871»	7.12.1976	1450	1520	74	115,3
«Космос-872»	»	»	»	»	»
«Космос-873»	»	»	»	»	»
«Космос-874»	»	»	»	»	»
«Космос-875»	»	»	»	»	»
«Космос-876»	»	»	»	»	»
«Космос-877»	»	»	»	»	»
«Космос-878»	»	»	»	»	»
«Космос-879»	9.12.1976	217	241	81,4	88,9
«Космос-880»	9.12.1976	562	624	66	96,4
«Космос-881»	15.12.1976	202	248	51,6	—
«Космос-882»	»	»	»	»	»
«Космос-883»	15.12.1976	975	1023	83	105
«Космос-884»	17.12.1976	178	346	65	89,6
«Космос-885»	17.12.1976	470	513	66	94,4
«Космос-886»	27.12.1976	581	2328	65	115
«Космос-887»	28.12.1976	973	1030	83	104,8
«Космос-888»	6.1.1977	178	346	65	89,5
«Космос-889»	20.1.1977	210	353	71,4	89,8
«Космос-890»	20.1.1977	1000	1032	83	105
«Космос-891»	2.2.1977	465	518	65,8	94,4
«Космос-892»	9.2.1977	170	454	72,9	90,4
«Космос-893»	15.2.1977	341	1703	74	105,25
«Космос-894»	21.2.1977	988	1026	83	105,1

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Космос-895»	27.2.1977	613	648	81,2	97,2
«Космос-896»	3.3.1977	194	216	72,9	88,5
«Космос-897»	10.3.1977	182	371	72,9	89,7
«Космос-898»	17.3.1977	222	258	81,4	89
«Космос-899»	25.3.1977	505	552	74,1	95,2
«Космос-900»	30.3.1977	460	523	83	94,4
«Космос-901»	5.4.1977	279	845	71	95,5
«Космос-902»	7.4.1977	179	307	81,4	89
«Космос-903»	11.4.1977	630	40170	62,8	12 ч 6 мин
«Космос-904»	20.4.1977	210	350	71,4	89,8
«Космос-905»	26.4.1977	179	366	67,1	89,7
«Космос-906»	27.4.1977	466	523	50,7	94,3
«Космос-907»	5.5.1977	187	388	62,8	89,9
«Космос-908»	17.5.1977	180	307	51,8	89,4
«Космос-909»	19.5.1977	991	2112	65,9	117
«Космос-910»	23.5.1977	149	506	65,1	91
«Космос-911»	25.5.1977	984	1018	82,9	104,9
«Космос-912»	26.5.1977	219	257	81,4	89
«Космос-913»	31.5.1977	475	523	74	94,5
«Космос-914»	31.5.1977	210	327	65	89,6
«Космос-915»	8.6.1977	182	306	62,8	89,1
«Космос-916»	10.6.1977	250	307	62,8	89,9
«Космос-917»	16.6.1977	625	40150	62,9	12 ч 5 мин
«Космос-918»	17.6.1977	131	265	65,1	88,4
«Космос-919»	18.6.1977	278	847	71	95,6
«Космос-920»	22.6.1977	180	364	65	89,7
«Космос-921»	24.6.1977	644	711	76	98
«Космос-922»	30.6.1977	212	323	62,8	89,5
«Космос-923»	1.7.1977	804	842	74	101,4
«Космос-924»	5.7.1977	514	560	74	95,3
«Космос-925»	7.7.1977	622	645	81,2	97,2
«Космос-926»	8.7.1977	997	1025	82,9	105,1
«Космос-927»	12.7.1977	178	403	72,9	90
«Космос-928»	13.7.1977	977	1022	83	104,8
«Космос-929»	17.7.1977	221	298	51,6	89,4
«Космос-930»	19.7.1977	482	528	74	94,6
«Космос-931»	20.7.1977	600	40180	62,8	12 ч 6 мин
«Космос-932»	20.7.1977	180	342	65	89,5
«Космос-933»	22.7.1977	385	418	65,8	92,5
«Космос-934»	27.7.1977	238	264	62,8	89,4
«Космос-935»	29.7.1977	225	276	81,3	89,2
«Космос-936»	3.8.1977	224	419	62,8	90,7
«Космос-937»	24.8.1977	438	457	65	93,3
«Космос-938»	24.8.1977	189	365	62,8	89,7
«Космос-939»	24.8.1977	1448	1518	74	115,2
«Космос-940»	"	"	"	"	"
«Космос-941»	"	"	"	"	"
«Космос-942»	"	"	"	"	"
«Космос-943»	"	"	"	"	"
«Космос-944»	"	"	"	"	"
«Космос-945»	"	"	"	"	"
«Космос-946»	"	"	"	"	"
«Космос-947»	27.8.1977	211	346	72,8	89,7
«Космос-948»	2.9.1977	217	265	81,4	89
«Космос-949»	6.9.1977	184	348	62,8	89,5
«Космос-950»	13.9.1977	213	305	62,8	89,4
«Космос-951»	13.9.1977	989	1029	83	105
«Космос-952»	16.9.1977	258	278	65	89,7
«Космос-953»	16.9.1977	188	354	62,8	89,6
«Космос-954»	18.9.1977	259	277	65	89,6
«Космос-955»	20.9.1977	631	664	81,2	97,5
«Космос-956»	24.9.1977	358	865	75,8	96,9
«Космос-957»	30.9.1977	181	381	65	89,8
«Космос-958»	11.10.1977	265	369	62,8	90,5
«Космос-959»	21.10.1977	153	891	66	94,8
«Космос-960»	25.10.1977	505	549	74	95,1
«Космос-961»	26.10.1977	125	302	66	88,5
«Космос-962»	28.10.1977	983	1022	83	104,9
«Космос-963»	24.11.1977	1190	1220	82,9	109,3
«Космос-964»	4.12.1977	180	391	72,9	89,9
«Космос-965»	8.12.1977	469	520	74	94,4
«Космос-966»	12.12.1977	210	316	65	89,5
«Космос-967»	13.12.1977	973	1013	66	105
«Космос-968»	16.12.1977	783	822	74	101
«Космос-969»	20.12.1977	188	340	62,8	89,5
«Космос-970»	21.12.1977	954	1160	65,8	106
«Космос-971»	23.12.1977	993	1021	83	105
«Космос-972»	27.12.1977	722	1189	75,8	104
«Космос-973»	27.12.1977	210	348	71,4	89,8
«Космос-974»	6.1.1978	188	356	62,8	89,6
«Космос-975»	10.1.1978	637	680	81,2	97,6
«Космос-976»	10.1.1978	1452	1520	74	115,3
«Космос-977»	"	"	"	"	"
«Космос-978»	"	"	"	"	"
«Космос-979»	"	"	"	"	"
«Космос-980»	"	"	"	"	"
«Космос-981»	"	"	"	"	"
«Космос-982»	"	"	"	"	"

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Космос-983»	10.1.1978	1452	1520	74	115,3
«Космос-984»	13.1.1978	215	313	62,8	89,5
«Космос-985»	17.1.1978	960	1032	83	105
«Космос-986»	24.1.1978	179	341	65	89,4
«Космос-987»	31.1.1978	183	359	62,8	89,6
«Космос-988»	8.2.1978	210	363	72,8	89,9
«Космос-989»	14.2.1978	178	354	65	89,5
«Космос-990»	17.2.1978	783	824	74	101
«Космос-991»	28.2.1978	972	1022	83	104,8
«Космос-992»	4.3.1978	210	346	71,4	89,8
«Космос-993»	10.3.1978	182	368	72,9	89,7
«Космос-994»	15.3.1978	996	1023	82,9	105
«Космос-995»	17.3.1978	221	262	81,4	89,1
«Космос-996»	28.3.1978	970	1021	82,9	104,8
«Космос-997»	30.3.1978	200	230	51,6	—
«Космос-998»	"	"	"	"	"
«Космос-999»	30.3.1978	180	376	71,4	89,8
«Космос-1000»	31.3.1978	978	1024	83	104,9
«Космос-1001»	4.4.1978	205	249	51,6	88,7
«Космос-1002»	6.4.1978	209	305	65	89,4
«Космос-1003»	20.4.1978	185	349	62,8	89,6
«Космос-1004»	5.5.1978	213	311	62,8	89,4
«Космос-1005»	12.5.1978	626	672	81,2	97,6
«Космос-1006»	12.5.1978	383	417	65,8	92,5
«Космос-1007»	16.5.1978	180	384	72,9	89,8
«Космос-1008»	17.5.1978	501	551	74	95,1
«Космос-1009»	19.5.1978	971	378	66	109
«Космос-1010»	23.5.1978	218	257	81,4	89
«Космос-1011»	23.5.1978	978	1026	82,9	104,9
«Космос-1012»	25.5.1978	214	280	62,8	89,2
«Космос-1013»	8.6.1978	1456	1539	74	115,6
«Космос-1014»	"	"	"	"	"
«Космос-1015»	"	"	"	"	"
«Космос-1016»	"	"	"	"	"
«Космос-1017»	"	"	"	"	"
«Космос-1018»	"	"	"	"	"
«Космос-1019»	"	"	"	"	"
«Космос-1020»	"	"	"	"	"
«Космос-1021»	10.6.1978	180	336	65	89,4
«Космос-1022»	12.6.1978	182	374	72,9	89,7
«Космос-1023»	21.6.1978	784	822	74,1	100,8
«Космос-1024»	28.6.1978	630	40000	62,8	12 ч 6 мин
«Космос-1025»	28.6.1978	649	680	82,5	97,8
«Космос-1026»	2.7.1978	209	261	51,8	89
«Космос-1027»	27.7.1978	979	1015	82,9	104,8
«Космос-1028»	5.8.1978	182	272	67,1	88,7
«Космос-1029»	29.8.1978	186	353	62,8	89,6
«Космос-1030»	6.9.1978	650	40100	62,8	12 ч 6 мин
«Космос-1031»	9.9.1978	191	351	62,8	89,6
«Космос-1032»	19.9.1978	218	249	81,4	88,9
«Космос-1033»	3.10.1978	223	268	81,4	89,1
«Космос-1034»	4.10.1978	1458	1536	74	115,8
«Космос-1035»	"	"	"	"	"
«Космос-1036»	"	"	"	"	"
«Космос-1037»	"	"	"	"	"
«Космос-1038»	"	"	"	"	"
«Космос-1039»	"	"	"	"	"
«Космос-1040»	"	"	"	"	"
«Космос-1041»	"	"	"	"	"
«Космос-1042»	6.10.1978	187	326	62,8	89,3
«Космос-1043»	10.10.1978	625	650	81,1	97,3
«Космос-1044»	17.10.1978	211	315	62,8	89,5
«Космос-1045»	26.10.1978	1688	1724	82,6	120,4
«Космос-1046»	1.11.1978	212	353	72,9	89,9
«Космос-1047»	15.11.1978	182	378	72,9	89,8
«Космос-1048»	17.11.1978	788	824	74	101
«Космос-1049»	21.11.1978	183	375	72,9	89,7
«Космос-1050»	28.11.1978	258	298	62,8	89,8
«Космос-1051»	5.12.1978	1451	1530	74	115,5
«Космос-1052»	"	"	"	"	"
«Космос-1053»	"	"	"	"	"
«Космос-1054»	"	"	"	"	"
«Космос-1055»	"	"	"	"	"
«Космос-1056»	"	"	"	"	"
«Космос-1057»	"	"	"	"	"
«Космос-1058»	"	"	"	"	"
«Космос-1059»	7.12.1978	188	360	62,8	89,7
«Космос-1060»	8.12.1978	209	311	65	89,5
«Космос-1061»	14.12.1978	211	333	62,8	89,6
«Космос-1062»	15.12.1978	508	548	74	95,1
«Космос-1063»	19.12.1978	623	661	81,2	97,4
«Космос-1064»	20.12.1978	435	991	83	98,7
«Космос-1065»	23.12.1978	346	556	50,7	93,4
«Космос-1066»	23.12.1978	848	908	81,2	102,2
«Космос-1067»	26.12.1978	1184	1226	83	109,2
«Космос-1068»	26.12.1978	187	408	62,8	90,2
«Космос-1069»	28.12.1978	244	290	62,8	89,8
«Космос-1070»	11.1.1979	214	316	62,8	89,5
«Космос-1071»	13.1.1979	190	360	62,8	89,7

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Космос-1072»	16.1.1979	983	1030	83	105
«Космос-1073»	30.1.1979	187	350	62,8	89,6
«Космос-1074»	31.1.1979	203	258	51,6	88,8
«Космос-1075»	8.2.1979	475	521	65,8	94,6
«Космос-1076»	12.2.1979	647	678	82	97
«Космос-1077»	14.2.1979	629	651	81,2	97,3
«Космос-1078»	22.2.1979	180	306	72,9	89
«Космос-1079»	27.2.1979	179	359	67,1	89,6
«Космос-1080»	14.3.1979	180	320	79,2	89,2
«Космос-1081»	15.3.1979	1455	1526	74	115,4
«Космос-1082»	„	„	„	„	„
«Космос-1083»	„	„	„	„	„
«Космос-1084»	„	„	„	„	„
«Космос-1085»	„	„	„	„	„
«Космос-1086»	„	„	„	„	„
«Космос-1087»	„	„	„	„	„
«Космос-1088»	„	„	„	„	„
«Космос-1089»	21.3.1979	986	1016	83	104,9
«Космос-1090»	31.3.1979	212	354	72,9	89,8
«Космос-1091»	7.4.1979	985	1024	83	105
«Космос-1092»	12.4.1979	983	1021	83	105
«Космос-1093»	14.4.1979	625	650	81,3	97,3
«Космос-1094»	18.4.1979	437	457	65	93,3
«Космос-1095»	20.4.1979	209	404	72,9	90,3
«Космос-1096»	25.4.1979	439	457	65	93,3
«Космос-1097»	27.4.1979	180	357	62,8	89,6
«Космос-1098»	15.5.1979	180	382	72,9	89,8
«Космос-1099»	17.5.1979	224	274	81,4	89,2
«Космос-1100»	23.5.1979	199	230	51,6	—
«Космос-1101»	„	„	„	„	„
«Космос-1102»	25.5.1979	222	288	81,4	89,2
«Космос-1103»	31.5.1979	264	396	62,8	90,8
«Космос-1104»	31.5.1979	979	1022	83	104,9
«Космос-1105»	8.6.1979	223	281	81,4	89,2
«Космос-1106»	12.6.1979	222	264	81,4	89,1
«Космос-1107»	15.6.1979	209	328	72,9	89,5
«Космос-1108»	22.6.1979	224	272	81,3	89,1
«Космос-1109»	27.6.1979	626	40130	62,8	12 ч
«Космос-1110»	28.6.1979	792	833	74	101
«Космос-1111»	29.6.1979	264	353	63	90,4
«Космос-1112»	6.7.1979	345	552	50,7	93,4
«Космос-1113»	10.7.1979	180	350	65	89,5
«Космос-1114»	11.7.1979	507	558	74	95,2
«Космос-1115»	13.7.1979	222	263	81,4	89,1
«Космос-1116»	20.7.1979	608	649	81,2	97,1
«Космос-1117»	25.7.1979	187	349	62,8	89,6
«Космос-1118»	27.7.1979	222	273	81,4	89,1
«Космос-1119»	3.8.1979	222	267	81,3	89,1
«Космос-1120»	11.8.1979	181	376	70,4	89,8
«Космос-1121»	14.8.1979	180	375	67,2	89,7
«Космос-1122»	17.8.1979	218	260	81,4	89,1
«Космос-1123»	21.8.1979	221	266	81,4	89,1
«Космос-1124»	28.8.1979	620	40700	62,8	724
«Космос-1125»	28.8.1979	795	834	74	100,9
«Космос-1126»	31.8.1979	208	421	72,9	90,5
«Космос-1127»	5.9.1979	226	300	81,4	89,4
«Космос-1128»	14.9.1979	184	352	62,8	89,6
«Космос-1129»	25.9.1979	226	406	62,8	90,5
«Космос-1130»	26.9.1979	1446	1515	74	115
«Космос-1131»	„	„	„	„	„
«Космос-1132»	„	„	„	„	„
«Космос-1133»	„	„	„	„	„
«Космос-1134»	„	„	„	„	„
«Космос-1135»	„	„	„	„	„
«Космос-1136»	„	„	„	„	„
«Космос-1137»	„	„	„	„	„
«Космос-1138»	28.9.1979	210	398	72,9	90,2
«Космос-1139»	5.10.1979	212	357	72,9	89,9
«Космос-1140»	11.10.1979	781	818	74	101
«Космос-1141»	16.10.1979	976	1014	82,9	104,7
«Космос-1142»	22.10.1979	208	408	72,9	90,3
«Космос-1143»	26.10.1979	625	665	81,2	97,4
«Космос-1144»	2.11.1979	179	378	67,2	89,8
«Космос-1145»	27.11.1979	629	652	81,2	97,3
«Космос-1146»	5.12.1979	441	497	65,9	93,9
«Космос-1147»	12.12.1979	207	407	72,9	90,3
«Космос-1148»	28.12.1979	180	367	67,1	89,7
«Космос-1149»	9.1.1980	208	414	72,9	90,4
«Космос-1150»	14.1.1980	989	1028	83	105
«Космос-1151»	23.1.1980	650	678	82,5	97,8
«Космос-1152»	24.1.1980	181	370	67,1	89,7
«Космос-1153»	25.1.1980	983	1031	83	105
«Космос-1154»	30.1.1980	634	671	81,3	97,3
«Космос-1155»	7.2.1980	206	422	72,9	90,4
«Космос-1156»	12.2.1980	1450	1528	74	115,4
«Космос-1157»	„	„	„	„	„
«Космос-1158»	„	„	„	„	„
«Космос-1159»	„	„	„	„	„
«Космос-1160»	„	„	„	„	„
«Космос-1161»	„	„	„	„	„
«Космос-1162»	„	„	„	„	„
«Космос-1163»	12.2.1980	1450	1528	74	115,4
«Космос-1164»	12.2.1980	220	640	62,8	92,9
«Космос-1165»	21.2.1980	182	379	72,9	89,8
«Космос-1166»	4.3.1980	208	406	72,9	90,3
«Космос-1167»	14.3.1980	438	457	65	93,3
«Космос-1168»	18.3.1980	981	1026	82,9	104,9
«Космос-1169»	27.3.1980	478	521	65,8	94,5
«Космос-1170»	1.4.1980	181	386	70,4	89,9
«Космос-1171»	3.4.1980	976	1117	65,8	105
«Космос-1172»	12.4.1980	637	40160	62,8	726
«Космос-1173»	17.4.1980	180	379	70,3	89,9
«Космос-1174»	18.4.1980	387	1035	65,8	98,6
«Космос-1175»	18.4.1980	317	485	62,5	92,3
«Космос-1176»	29.4.1980	260	265	65	89,6
«Космос-1177»	29.4.1980	181	365	67,2	89,7
«Космос-1178»	7.5.1980	207	417	72,9	90,4
«Космос-1179»	14.5.1980	310	1570	83	103,5
«Космос-1180»	15.5.1980	240	298	62,8	89,8
«Космос-1181»	20.5.1980	992	1020	83	105
«Космос-1182»	23.5.1980	221	278	82,3	89,2
«Космос-1183»	28.5.1980	208	414	72,9	90,4
«Космос-1184»	4.6.1980	621	662	81,2	97,4
«Космос-1185»	6.6.1980	226	308	82,3	89,5
«Космос-1186»	6.6.1980	473	519	74	94,5
«Космос-1187»	12.6.1980	210	332	72,9	89,6
«Космос-1188»	14.6.1980	628	40165	62,8	726
«Космос-1189»	26.6.1980	209	330	72,9	89,5
«Космос-1190»	1.7.1980	792	829	74	100,8
«Космос-1191»	2.7.1980	646	40165	62,8	726
«Космос-1192»	9.7.1980	1451	1522	74	115,3
«Космос-1193»	„	„	„	„	„
«Космос-1194»	„	„	„	„	„
«Космос-1195»	„	„	„	„	„
«Космос-1196»	„	„	„	„	„
«Космос-1197»	„	„	„	„	„
«Космос-1198»	„	„	„	„	„
«Космос-1199»	„	„	„	„	„
«Космос-1200»	9.7.1980	209	332	72,9	89,5
«Космос-1201»	15.7.1980	220	274	82,3	89,1
«Космос-1202»	24.7.1980	209	333	72,9	89,6
«Космос-1203»	31.7.1980	227	303	82,3	89,5
«Космос-1204»	31.7.1980	346	546	50,7	93,3
«Космос-1205»	12.8.1980	208	332	72,8	89,6
«Космос-1206»	15.8.1980	630	659	81,2	97,4
«Космос-1207»	22.8.1980	218	282	82,3	89,2
«Космос-1208»	26.8.1980	181	362	67,1	89,6
«Космос-1209»	3.9.1980	222	306	82,3	89,4
«Космос-1210»	19.9.1980	195	268	82,3	88,8
«Космос-1211»	23.9.1980	215	261	82,4	89,1
«Космос-1212»	26.9.1980	216	275	82,3	89,1
«Космос-1213»	3.10.1980	207	343	72,8	89,6
«Космос-1214»	10.10.1980	181	368	67,2	89,7
«Космос-1215»	14.10.1980	499	553	74	95,1
«Космос-1216»	16.10.1980	209	404	72,9	90,3
«Космос-1217»	24.10.1980	642	40165	62,8	726
«Космос-1218»	30.10.1980	178	374	64,9	89,7
«Космос-1219»	31.10.1980	205	353	72,9	89,7
«Космос-1220»	4.11.1980	432	454	65	93,3
«Космос-1221»	12.11.1980	207	424	72,9	90,5
«Космос-1222»	21.11.1980	624	659	81,2	97,4
«Космос-1223»	28.11.1980	614	40165	62,8	726
«Космос-1224»	1.12.1980	209	403	—	90,3
«Космос-1225»	5.12.1980	967	1041	82,9	105
«Космос-1226»	10.12.1980	982	1025	83	105
«Космос-1227»	16.12.1980	209	325	72,9	89,5
«Космос-1228»	24.12.1980	1415	1491	74	114,6
«Космос-1229»	„	„	„	„	„
«Космос-1230»	„	„	„	„	„
«Космос-1231»	„	„	„	„	„
«Космос-1232»	„	„	„	„	„
«Космос-1233»	„	„	„	„	„
«Космос-1234»	„	„	„	„	„
«Космос-1235»	„	„	„	„	„
«Космос-1236»	26.12.1980	180	388	67,1	89,8
«Космос-1237»	6.1.1981	207	410	72,9	90,4
«Космос-1238»	16.1.1981	411	1976	83	109,1
«Космос-1239»	16.1.1981	222	265	82,3	89
«Космос-1240»	20.1.1981	178	377	64,9	89,8
«Космос-1241»	21.1.1981	1000	1000	65,8	105
«Космос-1242»	27.1.1981	635	684	81,2	97,6
«Космос-1243»	2.2.1981	316	1026	66	98
«Космос-1244»	12.2.1981	975	1024	82,9	105
«Космос-1245»	13.2.1981	208	403	72,9	90,3
«Космос-1246»	18.2.1981	202	292	64,9	89,2
«Космос-1247»	19.2.1981	613	39540	62,8	709
«Космос-1248»	5.3.1981	180	371	67,1	89,7
«Космос-1249»	5.3.1981	258	282	65	89,6
«Космос-1250»	6.3.1981	1450	1500	74	115
«Космос-1251»	„	„	„	„	„
«Космос-1252»	„	„	„	„	„
«Космос-1253»	„	„	„	„	„

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Космос-1254»	6.3.1981	1450	1500	74	115
«Космос-1255»	„	„	„	„	„
«Космос-1256»	„	„	„	„	„
«Космос-1257»	„	„	„	„	„
«Космос-1258»	14.3.1981	322	1032	65,8	98
«Космос-1259»	17.3.1981	215	405	70,4	90,4
«Космос-1260»	21.3.1981	435,2	458,7	65	93,3
«Космос-1261»	31.3.1981	615	40170	62,8	710
«Космос-1262»	7.4.1981	207	418	72,9	90,4
«Космос-1263»	9.4.1981	403	1988	83	109,1
«Космос-1264»	15.4.1981	216	411	70,4	90,5
«Космос-1265»	16.4.1981	210	317	72,9	89,4
«Космос-1266»	21.4.1981	259	278	65	89,65
«Космос-1267»	25.4.1981	200	278	51,6	89
«Космос-1268»	28.4.1981	217	391	70,4	90,3
«Космос-1269»	7.5.1981	797	833	74	100,9
«Космос-1270»	18.5.1981	180	270	64,9	89,7
«Космос-1271»	19.5.1981	628	670	81,2	97,5
«Космос-1272»	21.5.1981	217	403	70,4	90,4
«Космос-1273»	22.5.1981	221	277	82,3	89,2
«Космос-1274»	3.6.1981	183	380	67,2	89,8
«Космос-1275»	4.6.1981	983	1026	83	104,9
«Космос-1276»	16.6.1981	224	265	82,3	89,1
«Космос-1277»	17.6.1981	216	393	70,4	90,3
«Космос-1278»	19.6.1981	614	40165	62,8	12 ч 6 мин
«Космос-1279»	1.7.1981	218	385	70,4	90,3
«Космос-1280»	2.7.1981	222	312	82,3	89,5
«Космос-1281»	7.7.1981	208	419	72,8	90,4
«Космос-1282»	15.7.1981	179	357	64,9	89,6
«Космос-1283»	17.7.1981	184	278	82,3	88,9
«Космос-1284»	29.7.1981	195	270	82,3	88,8
«Космос-1285»	4.8.1981	630	40165	62,8	12 ч 6 мин
«Космос-1286»	4.8.1981	433	453	65	93,24
«Космос-1287»	6.8.1981	1446	1508	74	115,2
«Космос-1288»	„	„	„	„	„
«Космос-1289»	„	„	„	„	„
«Космос-1290»	„	„	„	„	„
«Космос-1291»	„	„	„	„	„
«Космос-1292»	„	„	„	„	„
«Космос-1293»	„	„	„	„	„
«Космос-1294»	„	„	„	„	„
«Космос-1295»	12.8.1981	966	1026	82,9	104,8
«Космос-1296»	13.8.1981	181	377	67,2	89,8
«Космос-1297»	18.8.1981	209	389	72,9	90,2
«Космос-1298»	21.8.1981	179	351	64,9	89,5
«Космос-1299»	24.8.1981	250	281	65,0	89,7
«Космос-1300»	25.8.1981	648	675	82,5	97,7
«Космос-1301»	27.8.1981	224	300	82,3	89,4
«Космос-1302»	28.8.1981	783	824	74	100,8
«Космос-1303»	4.9.1981	216	398	70,4	90,4
«Космос-1304»	4.9.1981	917	984	83	104
«Космос-1305»	11.9.1981	648	13870	63	4 ч 24 мин
«Космос-1306»	15.9.1981	156	494	65	90,9
«Космос-1307»	15.9.1981	209	419	72,9	90,4
«Космос-1308»	18.9.1981	978	1017	82,9	104,9
«Космос-1309»	18.9.1981	225	282	82,3	89,2
«Космос-1310»	23.9.1981	478	524	65,9	94,6
«Космос-1311»	29.9.1981	470	521	83	94,5
«Космос-1312»	30.9.1981	1495	531	82,6	116
«Космос-1313»	1.10.1981	214	314	70,4	89,5
«Космос-1314»	9.10.1981	220	263	82,3	89
«Космос-1315»	14.10.1981	628	685	81,2	97,7
«Космос-1316»	15.10.1981	215	407	70,3	90,5
«Космос-1317»	1.11.1981	636	40165	62,9	12 ч 6 мин
«Космос-1318»	3.11.1981	183	379	67,2	89,8
«Космос-1319»	13.11.1981	216	400	70,4	90,4
«Космос-1320»	28.11.1981	1507	1632	74	117
«Космос-1321»	„	„	„	„	„
«Космос-1322»	„	„	„	„	„
«Космос-1323»	„	„	„	„	„
«Космос-1324»	„	„	„	„	„
«Космос-1325»	„	„	„	„	„
«Космос-1326»	„	„	„	„	„
«Космос-1327»	„	„	„	„	„
«Космос-1328»	3.12.1981	647	677	82,5	97,8
«Космос-1329»	4.12.1981	237	283	65	89,5
«Космос-1330»	19.12.1981	177	403	70,4	90
«Космос-1331»	7.1.1982	776	819	74	100,7
«Космос-1332»	12.1.1982	218	275	82,3	89,1
«Космос-1333»	14.1.1982	989	1029	82,9	105
«Космос-1334»	20.1.1982	206	315	72,9	89,4
«Космос-1335»	29.1.1982	487	535	74	94,7
«Космос-1336»	30.1.1982	179	379	70,4	89,8
«Космос-1337»	11.2.1982	436	456	65	93,3
«Космос-1338»	16.2.1982	208	393	72	90,2
«Космос-1339»	18.2.1982	975	1029	82,9	104,8
«Космос-1340»	19.2.1982	636	679	81,2	97,6
«Космос-1341»	3.3.1982	614	40165	62,8	709
«Космос-1342»	5.3.1982	207	326	72,9	89,5
«Космос-1343»	17.3.1982	208	314	72,9	89,4
«Космос-1344»	24.3.1982	987	1023	82,9	105
«Космос-1345»	31.3.1982	507	550	74	95,2
«Космос-1346»	31.3.1982	623	675	81	97,6
«Космос-1347»	2.4.1982	181	364	70,4	89,7
«Космос-1348»	7.4.1982	613	39342	62,8	709
«Космос-1349»	8.4.1982	984	1025	83	105
«Космос-1350»	15.4.1982	181	380	67,2	89,8
«Космос-1351»	21.4.1982	349	555	50,7	93,5
«Космос-1352»	21.4.1982	216	383	70,4	90,2
«Космос-1353»	23.4.1982	218	269	82,3	89,1
«Космос-1354»	28.4.1982	795	829	74	101
«Космос-1355»	29.4.1982	438	459	65,1	93,3
«Космос-1356»	5.5.1982	632	684	81,2	97,6
«Космос-1357»	6.5.1982	1449	1520	74	115,4
«Космос-1358»	„	„	„	„	„
«Космос-1359»	„	„	„	„	„
«Космос-1360»	„	„	„	„	„
«Космос-1361»	„	„	„	„	„
«Космос-1362»	„	„	„	„	„
«Космос-1363»	„	„	„	„	„
«Космос-1364»	„	„	„	„	„
«Космос-1365»	14.5.1982	259	276	65	89,6
«Космос-1366»	18.5.1982	35820	35820	1,5	1437
«Космос-1367»	20.5.1982	612	39530	62,8	709
«Космос-1368»	21.5.1982	218	365	70,4	90
«Космос-1369»	25.5.1982	229	296	82,3	89,4
«Космос-1370»	28.5.1982	203	290	64,9	89,2
«Космос-1371»	1.6.1982	793	833	74,1	101
«Космос-1372»	1.6.1982	258	277	65	89,6
«Космос-1373»	2.6.1982	217	368	70,4	90,1
«Космос-1374»	4.6.1982	225	225	50,7	—
«Космос-1375»	6.6.1982	990	1021	65,9	105
«Космос-1376»	8.6.1982	227	274	82,3	89,2
«Космос-1377»	8.6.1982	179	362	64,9	89,7
«Космос-1378»	10.6.1982	648	682	82,5	97,8
«Космос-1379»	18.6.1982	552	1027	65,8	100,3
«Космос-1380»	18.6.1982	156	732	82,9	93,1
«Космос-1381»	18.6.1982	216	395	70,4	90,3
«Космос-1382»	25.6.1982	614	39540	62,8	709
«Космос-1383»	30.6.1982	1004	1041	83	105,4
«Космос-1384»	30.6.1982	181	381	67,1	89,8
«Космос-1385»	6.7.1982	197	264	82,3	88,7
«Космос-1386»	7.7.1982	965	1010	83	104,6
«Космос-1387»	13.7.1982	219	271	82,3	89,1
«Космос-1388»	21.7.1982	1448	1515	74	115,3
«Космос-1389»	„	„	„	„	„
«Космос-1390»	„	„	„	„	„
«Космос-1391»	„	„	„	„	„
«Космос-1392»	„	„	„	„	„
«Космос-1393»	„	„	„	„	„
«Космос-1394»	„	„	„	„	„
«Космос-1395»	„	„	„	„	„
«Космос-1396»	27.7.1982	208	323	72,9	89,5
«Космос-1397»	29.7.1982	346	549	50,7	93,4
«Космос-1398»	3.8.1982	225	262	82,3	89
«Космос-1399»	4.8.1982	179	371	64,9	89,7
«Космос-1400»	5.8.1982	631	675	81,2	97,6
«Космос-1401»	20.8.1982	226	282	82,3	89,3
«Космос-1402»	30.8.1982	254	279	65	89,6
«Космос-1403»	1.9.1982	216	380	70,4	90,2
«Космос-1404»	1.9.1982	211	394	72,9	90,2
«Космос-1405»	4.9.1982	438	456	65	93,3
«Космос-1406»	8.9.1982	222	253	82,3	89
«Космос-1407»	15.9.1982	181	364	67,2	89,7
«Космос-1408»	16.9.1982	645	679	82,5	97,8
«Космос-1409»	22.9.1982	613	39340	62,8	709
«Космос-1410»	24.9.1982	1500	1522	82,6	116
«Космос-1411»	30.9.1982	208	284	72,9	90,1
«Космос-1412»	2.10.1982	255	280	65	89,6
«Космос-1413»	12.10.1982	19100	19100	64,8	673
«Космос-1414»	„	„	„	„	„
«Космос-1415»	„	„	„	„	„
«Космос-1416»	14.10.1982	217	380	70,4	90,2
«Космос-1417»	19.10.1982	978	1023	83	104,9
«Космос-1418»	21.10.1982	362	417	50,7	92,2
«Космос-1419»	2.11.1982	216	290	70,4	89,3
«Космос-1420»	11.11.1982	782	820	74	100,8
«Космос-1421»	18.11.1982	216	286	70,4	89,2
«Космос-1422»	3.12.1982	208	314	73	89
«Космос-1423»	8.12.1982	401	575	62,8	94,4
«Космос-1424»	16.12.1982	179,4	371	64,9	89,7
«Космос-1425»	23.12.1982	237	374	70	90,3
«Космос-1426»	28.12.1982	209	377	50,6	90
«Космос-1427»	29.12.1982	460	494	65,8	94
«Космос-1428»	12.1.1983	972	1017	82,9	104,7
«Космос-1429»	19.1.1983	1449	1513	74	115,3

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты: высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Космос-1430»	19.1.1983	1449	1513	74	115,3
«Космос-1431»	"	"	"	"	"
«Космос-1432»	"	"	"	"	"
«Космос-1433»	"	"	"	"	"
«Космос-1434»	"	"	"	"	"
«Космос-1435»	"	"	"	"	"
«Космос-1436»	"	"	"	"	"
«Космос-1437»	20.1.1983	629	678	81,2	97,6
«Космос-1438»	27.1.1983	213	254	70,4	88,9
«Космос-1439»	6.2.1983	180	371	70,4	89,7
«Космос-1440»	10.2.1983	223	293	82,3	89,3
«Космос-1441»	16.2.1983	632	667	81	97,5
«Космос-1442»	25.2.1983	180	364	67,2	89,6
«Космос-1443»	2.3.1983	199	269	51,6	88,9
«Космос-1444»	2.3.1983	203	413	72,9	90,3
«Космос-1445»	16.3.1983	Орбита орбитальной станции «Салют-6»			
«Космос-1446»	16.3.1983	237	368	70	90,3
«Космос-1447»	24.3.1983	975	1025	83	104,9
«Космос-1448»	30.3.1983	977	1017	83	104,9
«Космос-1449»	31.3.1983	207	402	72,9	90,3
«Космос-1450»	6.4.1983	474	515	65,9	94,7
«Космос-1451»	8.4.1983	194	264	82,3	88,7
«Космос-1452»	12.4.1983	786	826	74	100,8
«Космос-1453»	19.4.1983	473	520	74	94,5
«Космос-1454»	22.4.1983	181	374	67,2	89,7
«Космос-1455»	23.4.1983	648	676	82,5	97,8
«Космос-1456»	25.4.1983	613	39343	62,8	11 ч 49 мин
«Космос-1457»	26.4.1983	180	376	70,4	89,8
«Космос-1458»	28.4.1983	220	275	82,3	89,1
«Космос-1459»	6.5.1983	960	1028	83	104,8
«Космос-1460»	6.5.1983	218	369	70,3	90,1
«Космос-1461»	7.5.1983	438	457	65	93,3
«Космос-1462»	17.5.1983	224	318	82,3	89,5
«Космос-1463»	19.5.1983	307	1570	82,9	103,5
«Космос-1464»	24.5.1983	985	1022	82,9	104,9
«Космос-1465»	26.5.1983	349	551	50,7	93,4
«Космос-1466»	26.5.1983	180	367	64,9	89,7
«Космос-1467»	31.5.1983	209	389	72,9	90
«Космос-1468»	7.6.1983	227	283	82,3	89,3
«Космос-1469»	14.6.1983	211	377	72,8	90
«Космос-1470»	23.6.1983	645	680	82,5	97,8
«Космос-1471»	28.6.1983	182	369	67,2	89,7
«Космос-1472»	5.7.1983	197	264	82,4	88,8
«Космос-1473»	6.7.1983	1448	1511	74	115,1
«Космос-1474»	"	"	"	"	"
«Космос-1475»	"	"	"	"	"
«Космос-1476»	"	"	"	"	"

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты: высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Космос-1477»	6.7.1983	1448	1511	74	115,1
«Космос-1478»	"	"	"	"	"
«Космос-1479»	"	"	"	"	"
«Космос-1480»	"	"	"	"	"
«Космос-1481»	8.7.1983	615	40165	62,8	11 ч 58 мин
«Космос-1482»	13.7.1983	217	376	70	90,2
«Космос-1483»	20.7.1983	227	305	82,3	89,5
«Космос-1484»	24.7.1983	595	673	98	97,3
«Космос-1485»	26.7.1983	209	395	72,9	90,2
«Космос-1486»	3.8.1983	786	820	74,1	100,8
«Космос-1487»	5.8.1983	226	305	82,3	89,5
«Космос-1488»	9.8.1983	208	397	72,8	90,2
«Космос-1489»	10.8.1983	182	323	64,7	89,3
«Космос-1490»	10.8.1983	19154	19154	64,7	11 ч 16 мин
«Космос-1491»	"	"	"	"	"
«Космос-1492»	"	"	"	"	"
«Космос-1493»	23.8.1983	207	396	72,9	90,2
«Космос-1494»	31.8.1983	341	561	50,7	93,5
«Космос-1495»	3.9.1983	211	248	82,3	88,9
«Космос-1496»	7.9.1983	182	362	67,2	89,6
«Космос-1497»	9.9.1983	208	403	72,8	90,3
«Космос-1498»	14.9.1983	222	305	82,3	89,4
«Космос-1499»	17.9.1983	208	396	72,9	90,2
«Космос-1500»	28.9.1983	649	679	82,6	97,8
«Космос-1501»	30.9.1983	470	516	82,9	94,4
«Космос-1502»	5.10.1983	372	411	75,9	92,3
«Космос-1503»	12.10.1983	791	827	74	100,9
«Космос-1504»	14.10.1983	180	328	64,9	89,3
«Космос-1505»	21.10.1983	210	377	72,9	90
«Космос-1506»	26.10.1983	969	1026	83	104,8
«Космос-1507»	29.10.1983	431	449	65	93,02
«Космос-1508»	11.11.1983	400	1964	83	108,8
«Космос-1509»	17.11.1983	209	309	72,9	89,3
«Космос-1510»	24.11.1983	1497	1537	73,6	46,1
«Космос-1511»	30.11.1983	181	368	67,2	89,7
«Космос-1512»	7.12.1983	208	392	72,9	90,2
«Космос-1513»	8.12.1983	977	1029	83	105
«Космос-1514»	14.12.1983	226	288	82,3	89,3
«Космос-1515»	15.12.1983	648	676	82,5	97,8
«Космос-1516»	27.12.1983	205	299	65	89,2
«Космос-1517»	27.12.1983	—	—	—	—
«Космос-1518»	28.12.1983	614	39345	62,8	11 ч 49 мин
«Космос-1519»	29.12.1983	19100	19100	64,8	11 ч 14 мин
«Космос-1520»	"	"	"	"	"
«Космос-1521»	"	"	"	"	"

Запуски ИСЛ «Лунар орбитер», США

ИСЛ	Дата запуска	Элементы начальной селеноцентрич. орбиты (высота в периселении; высота в апоселении; наклонение; период обращения)	Элементы орбиты после коррекции (высота в периселении; высота в апоселении; наклонение; период обращения)	Результаты исследований Луны	Дата торможения для падения на Луну (координаты точки падения)
«Лунар орбитер-1»	10.8.1966	203 км; 1850 км; 12,14°; 3 ч 37 мин	58 км; 1847 км	Сфотографировано 9 участков. Неисправность одной из камер сделала снимки непригодными для использования	29.10.1966 (упал на невидимую сторону)
«Лунар орбитер-2»	6.11.1966	201 км; 1842 км; ~12°	50 км; 1849 км; 11,88°; 3 ч 29 мин	Получено 211 пар снимков, переданы на Землю 206 пар	11.10.1967 (4° ю. ш. и 98° в. д.)
«Лунар орбитер-3»	5.2.1967	215 км; 1790 км; 21°; 3 ч 35 мин	55 км; 1844 км; 20,93°; 3 ч 29 мин	Получено 211 пар снимков, переданы на Землю 182 пары	9.10.1967 (14,6° с. ш. и 91,7° з. д.)
«Лунар орбитер-4»	4.5.1967	2705 км; 6034 км; 85,48°; 12 ч 1 мин	Не корректировалась	Сфотографировано 99% площади видимой стороны Луны	С аппаратом потеряна связь. Должен был прекратить существование в окт. 1967
«Лунар орбитер-5»	1.8.1967	196 км; 6050 км; 85°; ~8 ч	100 км; 1530 км; 85°; ~3 ч	Получено 212 пар снимков	31.1.1968 (упал на зап. крае видимой стороны Луны)

Запуски ИСЗ «Молния», СССР

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты				ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, ч			высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, ч
«Молния-1»	23.4.1965	497	39380	65	11 ч 48 мин	«Молния-2»	17.12.1975	451	40836	62,8	12 ч 16 мин
«Молния-1»	14.10.1965	500	40000	65	11 ч 59 мин	«Молния-3»	27.12.1975	470	40800	62,8	12 ч 16 мин
«Молния-1»	25.4.1966	499	39500	64,5	11 ч 50 мин	«Молния-1»	22.1.1976	491	38934	62,5	11 ч 38 мин
«Молния-1»	20.10.1966	485	39700	64,9	11 ч 53 мин	«Молния-1»	11.3.1976	518	40683	62,5	12 ч 14 мин
«Молния-1»	25.5.1967	460	39810	64,8	11 ч 55 мин	«Молния-1»	19.3.1976	494	38984	63	11 ч 39 мин
«Молния-1»	3.10.1967	465	39600	65	11 ч 52 мин	«Молния-3»	12.5.1976	652	40660	62,8	12 ч 16 мин
«Молния-1»	22.10.1967	436	39740	64,7	11 ч 54 мин	«Молния-1»	23.7.1976	499	39059	62,9	11 ч 41 мин
«Молния-1»	21.4.1968	460	39700	65	11 ч 53 мин	«Молния-2»	2.12.1976	657	40608	62,8	12 ч 16 мин
«Молния-1»	5.7.1968	470	39770	65	11 ч 55 мин	«Молния-3»	28.12.1976	640	40630	62,8	12 ч 16 мин
«Молния-1»	5.10.1968	490	39600	65	11 ч 52 мин	«Молния-2»	11.2.1977	493	40757	62,5	12 ч 15 мин
«Молния-1»	11.4.1969	470	39700	65	11 ч 53 мин	«Молния-1»	24.3.1977	484	40816	62,8	12 ч 16 мин
«Молния-1»	22.7.1969	520	39540	64,9	11 ч 51 мин	«Молния-3»	28.4.1977	467	40817	62,8	12 ч 16 мин
«Молния-1»	19.2.1970	487	39175	65,3	11 ч 43 мин	«Молния-1»	24.6.1977	480	39016	62,9	11 ч 40 мин
«Молния-1»	26.6.1970	470	39280	65	11 ч 45 мин	«Молния-1»	30.8.1977	480	40800	62,8	12 ч 16 мин
«Молния-1»	29.9.1970	480	39300	65,5	11 ч 46 мин	«Молния-3»	28.10.1977	478	40764	62,8	12 ч 15 мин
«Молния-1»	27.11.1970	435	39430	65,3	11 ч 47 мин	«Молния-3»	24.1.1978	661	40631	62,8	12 ч 16 мин
«Молния-1»	25.12.1970	480	39600	65	11 ч 52 мин	«Молния-1»	3.3.1978	632	40733	62,8	12 ч 18 мин
«Молния-1»	28.7.1971	470	39300	65,4	11 ч 45 мин	«Молния-1»	2.6.1978	457	40837	62,5	12 ч 16 мин
«Молния-2»	24.11.1971	460	39350	65,4	11 ч 46 мин	«Молния-1»	14.7.1978	650	40660	62,8	12 ч 17 мин
«Молния-1»	20.12.1971	490	39200	65,5	11 ч 43 мин	«Молния-1»	23.8.1978	480	40788	62,8	12 ч 16 мин
«Молния-1»	4.4.1972	480	39250	65,6	11 ч 45 мин	«Молния-3»	13.10.1978	467	40825	62,8	12 ч 16 мин
«Молния-2»	19.5.1972	460	39300	65,5	11 ч 45 мин	«Молния-3»	18.1.1979	474	40806	62,8	12 ч 16 мин
«Молния-2»	30.9.1972	480	39200	65,3	11 ч 43 мин	«Молния-1»	12.4.1979	656	40590	62,9	12 ч 15 мин
«Молния-1»	14.10.1972	480	39300	65,3	11 ч 45 мин	«Молния-3»	6.6.1979	473	40769	62,5	12 ч 15 мин
«Молния-1»	2.12.1972	500	39100	65	11 ч 43 мин	«Молния-1»	31.7.1979	470	40860	62,8	12 ч 17 мин
«Молния-2»	12.12.1972	470	39300	65,3	11 ч 45 мин	«Молния-1»	20.10.1979	640	40640	62,8	12 ч 16 мин
«Молния-1»	3.2.1973	470	39200	65	11 ч 43 мин	«Молния-1»	11.1.1980	478	40830	62,8	12 ч 17 мин
«Молния-2»	5.4.1973	500	39100	65	11 ч 42 мин	«Молния-1»	21.6.1980	658	40707	62,5	12 ч 18 мин
«Молния-2»	11.7.1973	480	39280	65,3	11 ч 45 мин	«Молния-3»	18.7.1980	467	40815	62,8	12 ч 16 мин
«Молния-1»	30.8.1973	480	37970	65,3	11 ч 19 мин	«Молния-1»	16.11.1980	640	40651	62,8	12 ч 16 мин
«Молния-2»	19.10.1973	630	40600	62,8	12 ч 16 мин	«Молния-3»	9.1.1981	485	40784	62,5	12 ч 16 мин
«Молния-1»	14.11.1973	480	49140	65	11 ч 42 мин	«Молния-1»	30.1.1981	464	40801	62,8	12 ч 16 мин
«Молния-1»	30.11.1973	460	40900	62,7	12 ч 17 мин	«Молния-3»	24.3.1981	641	40655	62,8	12 ч 16 мин
«Молния-2»	25.12.1973	466	40865	62,8	12 ч 17 мин	«Молния-1»	9.6.1981	471	40437	62,8	12 ч 16 мин
«Молния-1»	20.4.1974	646	40713	62,9	12 ч 18 мин	«Молния-1»	24.6.1981	645	40640	62,8	12 ч 16 мин
«Молния-2»	26.4.1974	463	40850	62,9	12 ч 17 мин	«Молния-3»	17.10.1981	649	40644	63	12 ч 16 мин
«Молния-2»	23.7.1974	460	40900	62,8	12 ч 17 мин	«Молния-1»	17.11.1981	472	39117	62,8	11 ч 42 мин
«Молния-1С»	29.7.1974	35850	35850	0,066	23 ч 59 мин	«Молния-1»	23.12.1981	485	38990	63	11 ч 39 мин
«Молния-1»	24.10.1974	683	40617	62,8	12 ч 16 мин	«Молния-1»	26.2.1982	490	40765	62,8	12 ч 15 мин
«Молния-3»	21.11.1974	650	40690	62,8	12 ч 17 мин	«Молния-3»	24.3.1982	656	40315	62,9	12 ч 16 мин
«Молния-2»	21.12.1974	641	40675	62,9	12 ч 17 мин	«Молния-1»	29.5.1982	653	40633	62,8	12 ч 16 мин
«Молния-2»	6.2.1975	640	40685	62,8	12 ч 17 мин	«Молния-1»	21.7.1982	650	38900	63	11 ч 41 мин
«Молния-3»	14.4.1975	636	40660	63	12 ч 16 мин	«Молния-3»	27.8.1982	494	40814	62,8	12 ч 16 мин
«Молния-1»	20.4.1975	468	40848	63	12 ч 17 мин	«Молния-3»	11.3.1983	474	40773	62,8	12 ч 15 мин
«Молния-1»	5.6.1975	450	40890	63	12 ч 17 мин	«Молния-1»	16.3.1983	488	40821	62,8	12 ч 17 мин
«Молния-2»	8.7.1975	465	40864	62,8	12 ч 17 мин	«Молния-1»	2.4.1983	483	39023	62,9	11 ч 40 мин
«Молния-1»	2.9.1975	639	40681	62,8	12 ч 17 мин	«Молния-1»	19.7.1983	480	39025	62,9	11 ч 40 мин
«Молния-2»	9.9.1975	470	40836	62,8	12 ч 16 мин	«Молния-3»	31.8.1983	497	40815	62,8	12 ч 16 мин
«Молния-3»	14.11.1975	470	40830	62,4	12 ч 16 мин	«Молния-1»	23.11.1983	465	39150	62,8	11 ч 42 мин
						«Молния-3»	21.12.1983	645	40635	62,8	12 ч 16 мин

Запуски ИСЗ «Нимбус», США (успешные)

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты				Масса, кг	Полезный груз
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин		
«Нимбус-1»	28.8.1964	423	933	81	98	377	ТВ системы APT и AVCS, радиометр HRIR
«Нимбус-2»	15.5.1966	1096	1178	79,7	108	413	ТВ системы APT и AVCS, радиометры HRIR и MRIR
«Нимбус-3»	14.4.1969	1097	1143	99,91	107,3	555	ТВ системы IDCS, спектрометры IRIS, SIRS, радиометры HRIR, MRIR, детектор УФ излучения Солнца и радиосистема IRLS
«Нимбус-4»	8.4.1970	1083	1110	100	~107	620	ТВ система IDSS, радиометры BUVS, FWS, IRIS, MUSE, SCR, SIRS и THIR, радиосистема IRLS
«Нимбус-5»	11.10.1972	1091	1106	99,95	~107	717	Радиометры ESMR, ITPR, NEMR, SCMR, SCR и THIR
«Нимбус-6»	12.6.1975	1099	1104	99,95	~107	871	Радиометры ERB, ESMR, HIRS, LRIE, PMR, SMS и THIR, радиосистемы TDRE и TWERLE
«Нимбус-7»	12.10.1978	1050	1100	99,8	~107	987	См. текст статьи

Запуски ИСЗ «ОГО», США

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«ОГО-1»	4.9.1964	282	149390	31,16	3838,9
«ОГО-2»	14.10.1965	417	1516	87,38	104,4
«ОГО-3»	7.6.1966	288	121300	30,90	1907,8
«ОГО-4»	28.7.1967	412	908	86,01	98,1
«ОГО-5»	4.3.1968	232	148228	31,13	3795,9
«ОГО-6»	5.6.1969	400	1100	82,00	99,8

Запуски ИСЗ «ОСКАР» (успешные)

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«ОСКАР-1»	12.10.1961	233,6	412,8	81,2	91,1
«ОСКАР-2»	1.6.1962	208	386	74,26	90,5
«ОСКАР-3»	9.3.1965	~935	~935	70	103,5
«ОСКАР-4»	21.12.1965	196	33595	26,60	589,53
«ОСКАР-5»	23.1.1970	1432	1477	102	115
«ОСКАР-6»	15.10.1972	1448	1461	101,76	115,01
«ОСКАР-7»	15.11.1974	1453	1478	101,7	114,9
«ОСКАР-8»	5.3.1978	917	917	99	103
«ОСКАР-10»	18.6.1983	1500	36000	—	—

Запуски ИСЗ «ОСО», США (успешные)

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«ОСО-1»	7.3.1962	553	633	32,9	96,5
«ОСО-2»	3.2.1965	550	633	32,9	96,2
«ОСО-3»	8.3.1967	541	570	32,9	95,8
«ОСО-4»	18.10.1967	553	555	32,9	95,7
«ОСО-5»	22.1.1969	541	567	33,0	95,7
«ОСО-6»	9.8.1969	495	559	33,0	95,2
«ОСО-7»	29.9.1971	329	575	33,1	93,6
«ОСО-8»	21.6.1975	554	560	32,9	95,7

Запуски ИСЗ «Прогноз», СССР

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Прогноз-1»	14.4.1972	950	200 000	65	97 ч
«Прогноз-2»	29.6.1972	550	200 000	65	97 ч
«Прогноз-3»	15.2.1973	590	200 000	65	96 ч 23 мин
«Прогноз-4»	22.12.1975	634	199 000	65	95 ч 40 мин
«Прогноз-5»	25.11.1976	510	199 000	65	95 ч 13 мин
«Прогноз-6»	22.9.1977	498	197 900	65	94 ч 48 мин
«Прогноз-7»	30.10.1978	483	202 965	65	98 ч 8 мин
«Прогноз-8»	25.12.1980	550	199 000	65	95 ч 23 мин
«Прогноз-9»	1.7.1983	380	720 000	65,5	26,7 сут

Запуски КА «Пионер»*, США*

КА	Дата запуска	Назначение	Результаты полёта
«Пионер»	17.8.1958	Исследования окололунного и межпланетного пространства	Взрыв РН
«Пионер-1»	11.10.1958	То же	РН не сообщила необходимой скорости. КА возвратился в атмосферу Земли и сгорел (макс. удаление 114 000 км)
«Пионер-2»	8.11.1958	„	РН не сообщила необходимой скорости. КА возвратился в атмосферу Земли и сгорел (макс. удаление 1550 км)
«Пионер-3»	6.12.1958	„	РН не сообщила необходимой скорости. КА возвратился в атмосферу Земли и сгорел (макс. удаление 102 000 км)
«Пионер-4»	3.3.1959	„	РН вывела КА на траекторию полёта к Луне с большим промахом. КА пролетел на расстоянии ~60 000 км от Луны и вышел на гелиоцентрич. орбиту. Запланированные исследования Луны провести не удалось. Связь с КА поддерживалась до удаления на 655 000 км
«Пионер-5»	26.11.1959	„	КА оторвался от РН и упал в океан
«Пионер-5»**	11.3.1960	Исследования межпланетного пространства между орбитами Земли и Венеры	КА вышел на гелиоцентрич. орбиту с перигелием 120 млн. км, афелием 148 млн. км, наклонением к плоскости эклиптики 3,25°. Период обращения 311,6 сут. Связь поддерживалась до удаления на 36,2 млн. км (рекордная дальность связи для того времени)
«Пионер-6»	25.9.1960	То же	РН не сообщила необходимой скорости. КА возвратился в атмосферу и сгорел
«Пионер-6»**	15.12.1960	„	Взрыв РН
«Пионер-6»**	16.12.1965	„	КА задачи выполнил
«Пионер-7»	17.8.1966	Исследования межпланетного пространства между орбитами Земли и Марса	То же
«Пионер-8»	13.12.1967	То же	„
«Пионер-9»	8.11.1968	Исследование межпланетного пространства между орбитами Земли и Венеры	„
«Пионер-Е»	28.8.1969	То же	Аварийный подрыв РН

* Данные по КА «Пионер-10», «Пионер-11», «Пионер-Венера-1» и «Пионер-Венера-2» приведены в тексте. ** Начиная с 1960 в случае неудачного запуска к.-л. КА «Пионер» следующему КА присваивался тот же порядковый номер.

Запуски КА «Сервейор», США

КА	Дата запуска	Дата посадки (падения) на Луну	Координаты точки посадки (падения)	Основные результаты исследований
«Сервейор-1»	30.5.1966	2.6.1966	2°27′ ю. ш., 43°13′ з. д.	Передано 11 150 ТВ снимков
«Сервейор-2»	20.9.1966	23.9.1966	5°30′ с. ш., 12° з. д.	Отказ одного из верньерных ЖРД не позволил осуществить коррекцию траектории и мягкую посадку. КА задач не выполнил
«Сервейор-3»	17.4.1967	20.4.1967	2°56′ ю. ш., 23°20′ з. д.	Передано 6319 снимков. Проведены эксперименты с ковшом-захватом общей продолжительностью 18 ч
«Сервейор-4»	14.7.1967	17.7.1967	0°26′ с. ш., 1°20′ з. д.	Потеряна связь за 2 с до прекращения работы ТДУ, возможно, вследствие её взрыва. КА задач не выполнил
«Сервейор-5»	8.9.1967	11.9.1967	1°25′ с. ш., 25°11′ в. д.	Передано 18 006 снимков. Определён хим. состав грунта
«Сервейор-6»	7.11.1967	10.11.1967	0°28′ с. ш., 1°29′ з. д.	Передано более 30 000 снимков. Эксперименты по определению хим. состава грунта общей продолжит. 27 ч и по смещению аппарата на грунте на 2,4 м с помощью верньерных ЖРД
«Сервейор-7»	7.1.1968	10.1.1968	40°53′ ю. ш., 11°22′ з. д.	Передано 21 000 снимков. Проведены три сеанса определения хим. состава грунта. Ковшом-захватом вырыто 7 траншей

Запуски ИСЗ «Солрад», США (успешные)

ИСЗ	Дата запуска	Масса, кг	РН	Параметры орбиты			
				высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Солрад-1»	22.6.1960	20	«Тор-Эйбл Стар»	626	1046	66,8	101,7
«Солрад-3»	29.6.1961	25	То же	860	1002	67	103,7
«Солрад-4»	15.6.1963		«Тор-Аджена»	175	885	69,87	95,1
«Солрад-5»	11.1.1964		То же	904	933	69,9	103,47
«Солрад-6» «Солрад-7»	9.3.1965		„	909	938	70,09	103,52
«Солрад-8» («Эксплорер-30»)	19.11.1965	90	«Скаут»	707	887	59,71	100,80
«Солрад-9» («Эксплорер-37»)	5.3.1968	90	То же	520	870	59,4	98,77
«Солрад-10» («Эксплорер-44»)	8.7.1971	118	„	436	630	51	95,3
«Солрад-11А»*	15.3.1976	180	«Титан-3С»	118000	118900	25,3	7323,6
«Солрад-11В»*		180		115550	117000	25,4	7122,6

* ИСЗ «С.-11А» и «С.-11В» находятся на орбитах на угловом расстоянии 180° друг от друга.

Запуски ИСЗ «ТИРОС», США

ИСЗ	Дата запуска	Параметры орбиты			
		высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«ТИРОС-1»	1.4.1960	690	752	48,4	99,2
«ТИРОС-2»	23.11.1960	617	752	48,5	98,2
«ТИРОС-3»	12.7.1961	742	815	47,8	100,4
«ТИРОС-4»	8.2.1962	758	845	48,3	100,4
«ТИРОС-5»	19.6.1962	591	972	58,1	100,5
«ТИРОС-6»	18.9.1962	684	711	58,28	98,7
«ТИРОС-7»	19.6.1963	621	649	58,23	97,4
«ТИРОС-8»	21.12.1963	690	764	58,48	99,33
«ТИРОС-9»	22.1.1965	705	2585	96,40	119,23
«ТИРОС-10»	2.7.1965	744	837	98,65	100,76

Запуски ИСЗ «ЭССА», США

ИСЗ	Дата запуска	Масса, кг	Параметры орбиты			
			высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«ЭССА-1»	3.2.1966	136,4	707	840	97,9	100,3
«ЭССА-2»	28.2.1966	129,6	1358	1417	101	113,5
«ЭССА-3»	2.10.1966	148,4	1387	1490	101,1	114,6
«ЭССА-4»	26.1.1967	129,6	1328	1424	102	113,4
«ЭССА-5»	20.4.1967	148,4	1358	1424	101,9	113,5
«ЭССА-6»	10.11.1967	135	1410	1488	102,1	114,8
«ЭССА-7»	16.8.1968	148,4	1432	1475	101,7	114,9
«ЭССА-8»	15.12.1968	135	1416	1465	101,8	114,6
«ЭССА-9»	26.2.1969	148,4	1427	1507	101	115,2

Запуски научных ИСЗ «Эксплорер», США

ИСЗ	Тип	Назначение	Дата запуска	Масса, кг	Ракета-носитель	Параметры орбиты			
						высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Эксплорер-1»	«Пэдлуил»	Исследования космических лучей и метеорных частиц	1.2.1958	8,3	«Юпитер-С»	354	2550	33	115
«Эксплорер-3»		То же	26.3.1958	8,3	«Юпитер-С»	187	2800	33	116
«Эксплорер-4»		Исследования корпускулярного излучения Солнца	26.7.1958	12	«Юпитер-С»	262	2210	51	110
«Эксплорер-6»		Исследования радиоизлучения, геомагнитного поля, радиации и метеорных частиц	7.8.1959	64	«Тор-Эйбл»	258	42489	50	750
«Эксплорер-7»		Исследования солнечного излучения, альбедо Земли, космических лучей и метеорных частиц	13.10.1959	40,1	«Юнона-2»	554	1084	50	101

ИСЗ	Тип	Назначение	Дата запуска	Масса, кг	Ракета-носитель	Параметры орбиты: высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
«Эксплорер-8»	«С-30»	Исследования ионосферы	3.11.1960	41	«Юнона-2»	418	2296	50	112,7
«Эксплорер-9»	«С-56», или «АДЭ»	Измерения плотности верхних слоёв атмосферы	16.2.1961	6,8	«Скаут»	635	2582	38,63	118,3
«Эксплорер-10»	«П-14»	Геофизические исследования	25.3.1961	35,8	«Тор-Дельта»	160,9	233305	33	6720
«Эксплорер-11»	«С-15»	Исследования радиации	27.4.1961	37	«Юнона-2»	489	1791	28,8	108,1
«Эксплорер-12»	«С-3»	Исследования поясов радиации	16.8.1961	45	«Тор-Дельта»	290	76900	33,3	15,85
«Эксплорер-13»	«С-55»	Исследования метеорных частиц	25.8.1961	57,6	«Скаут»	280	975	36,4	97,2
«Эксплорер-14»	«С-3»	Исследования поясов радиации	2.10.1962	45	«Тор-Дельта»	300	85300	33	1860
«Эксплорер-15»	«С-3»	То же	27.10.1962	45	«Тор-Дельта»	285	16650	17,8	300
«Эксплорер-16»	«С-55»	Исследования метеорных частиц	16.12.1962	57,6	«Скаут»	750	1180	52,01	104,4
«Эксплорер-17»	«С-6», или «АЭ»	Исследования атмосферы	2.4.1963	183,7	«Тор-Дельта»	255	916	57,63	96,4
«Эксплорер-18»	«ИМП»	Геофизические исследования	27.11.1963	60	«Тор-Дельта»	191	197940	33,34	94 ч 4 мин
«Эксплорер-19»	«С-56», или «АДЭ»	Измерения плотности верхних слоёв атмосферы	19.12.1963	8,6	«Скаут»	589	2394	78,62	115,93
«Эксплорер-20»	«С-48»	Исследования ионосферы	25.8.1964	44,4	«Скаут»	872	1021	79,77	104
«Эксплорер-21»	«ИМП»	Геофизические исследования	3.10.1964	60	«Тор-Дельта»	191	95596	33,53	34 ч 57 мин
«Эксплорер-22»	«С-66», или «БЭ»	Исследования ионосферы и геодезические измерения	10.10.1964	52,6	«Скаут»	885	1088	79,69	104,75
«Эксплорер-23»	«С-55»	Исследования метеорных частиц	6.11.1964	57,6	«Скаут»	466	977	51,95	99,17
«Эксплорер-24»	«С-56», или «АДЭ»	Измерения плотности верхних слоёв атмосферы	21.11.1964	8,6	«Скаут»	525	2497	81,36	116,2
«Эксплорер-25»	«Инджун»	Исследования радиации		40		523	2493	81,36	116,27
«Эксплорер-26»	«С-3»	Исследования поясов радиации	21.12.1964	45	«Тор-Дельта»	312	26232	20,14	456,26
«Эксплорер-27»	«С-66», или «БЭ»	Исследования ионосферы и геодезические измерения	29.4.1965	52,6	«Скаут»	937	1317	47,19	107,75
«Эксплорер-28»	«ИМП»	Геофизические исследования	29.5.1965	60	«Тор-Дельта»	193	264088	33,86	142 ч 36 мин
«Эксплорер-29»	«Геос»	Геодезические измерения	6.11.1965	175	«Тор-Дельта»	1115	2274	59,38	120,3
«Эксплорер-30»	«Солрад»	Регистрация рентгеновского и УФ излучения Солнца	19.11.1965	90	«Скаут»	707	887	59,71	100,8
«Эксплорер-31»	«ДМЭ»	Исследования ионосферы	29.11.1965	97,5	«Тор-Аджена»	504	2977	79,82	121,39
«Эксплорер-32»	«АЭ»	Исследования атмосферы	25.5.1966	225	«Торад-Дельта»	283	2720	64,66	116,03
«Эксплорер-33»	«ЛИМП-2»	Геофизические исследования с селеноцентрической орбиты (ИСЗ остался на геоцентрич. орбите)	1.7.1966	93,4	«Торад-Дельта»	30513	268755	29	324 ч 40 мин
«Эксплорер-34»	«ИМП»	Геофизические исследования	24.5.1967	74	«Торад-Дельта»	241	214400	67,17	114 ч 6 мин
«Эксплорер-35»	«ЛИМП-2»	То же	19.7.1967	104,3	«Торад-Дельта»	745	7750	146,3	692,3
						Селеноцентрическая орбита			
«Эксплорер-36»	«Геос»	Геодезические измерения	11.1.1968	212	«Тор-Дельта»	1084	1574	105,8	112,28
«Эксплорер-37»	«Солрад»	Регистрация рентгеновского и УФ излучения Солнца	5.3.1968	90	«Скаут»	520	870	59,4	98,77
«Эксплорер-38»	«РАЭ»	Радиоастрономические измерения	4.7.1968	190	«Торад-Дельта»	5851	5861	120,6	224,4
«Эксплорер-39»	«С-56», или «АДЭ»	Измерения плотности верхних слоёв атмосферы	8.8.1968	8,6	«Скаут»	670	2540	80,7	118,3
«Эксплорер-40»	«Инджун»	Исследования радиации		40		686	2538	80,6	118,4
«Эксплорер-41»	«ИМП»	Геофизические исследования	21.6.1969	74	«Торад-Дельта»	340	178200	87	96
«Эксплорер-42»	«САС»	Картирование источников рентгеновского излучения, астрономические исследования	12.12.1970	143	«Скаут»	521	563	3,04	95,3
«Эксплорер-43»	«ИМП»	Геофизические исследования	13.3.1971	288	«Торад-Дельта»	352	205000	28,8	99 ч 16,1 мин
«Эксплорер-44»	«Солрад»	Регистрация рентгеновского и УФ излучения Солнца	8.7.1971	118	«Скаут»	436	630	51	95,3
«Эксплорер-45»	«ССС»	Исследования электрических и магнитных полей, регистрация заряженных частиц	15.11.1971	52	«Скаут»	233	26908	3,58	466,85
«Эксплорер-46»	«МТС»	Изучение эффективности метеорных экранов	13.8.1972	175	«Скаут»	493	811	37,7	97,65
«Эксплорер-47»	«ИМП»	Геофизические исследования	23.9.1972	390	«Торад-Дельта»	201000	235600	28,63	294 ч 30 мин
«Эксплорер-48»	«САС»	Регистрация гамма-излучения небесных тел	15.11.1972	186	«Скаут»	442	632	1,9	95,2
«Эксплорер-49»	«РАЭ»	Радиоастрономические исследования	10.6.1973	334	«Торад-Дельта»	1016	1030	38,72	221,18
						Селеноцентрическая орбита			
«Эксплорер-50»	«ИМП»	Геофизические исследования	26.10.1973	395	«Торад-Дельта»	141000	289000	28,7	~ 12 сут
«Эксплорер-51»	«АЭ»	Исследования атмосферы	16.12.1973	660	«Торад-Дельта»	156	4305	68,1	132,4
«Эксплорер-52»	«Хокай»	Изучение взаимодействия солнечного ветра с магнитным полем Земли	3.6.1974	26,6	«Скаут»	470	125530	89,78	333
«Эксплорер-53»	«САС»	Регистрация рентгеновского излучения небесных тел	7.5.1975	195	«Скаут»	502	523	3	96
«Эксплорер-54»	«АЭ»	Исследования атмосферы	6.10.1975	680	«Торад-Дельта»	153	3803	90,09	126,75
«Эксплорер-55»	«АЭ»	То же	19.11.1975	720	«Торад-Дельта»	156	3017	19,7	118
	ДЭ-А	Изучение магнитосферно-ионосферной связи	3.8.1981	403	«Торад-Дельта»	670	23000	89,9	408
	ДЭ-В			415		295	995	90	97,6
	СМЭ	Исследование озонового слоя	6.10.1981	160	«Торад-Дельта»	541	580	97,4	95,7

КОСМИЧЕСКИЕ ОБЪЕКТЫ, ВЫВЕДЕННЫЕ В СССР НА ОРБИТЫ ИСЗ в 1957—84

Объекты*	1957	1958	1959	1960	1961	1962	1963	1964	1965	1966	1967	1968	1969	1970	1971	1972	1973	1974	1975	1976	1977	1978	1979	1980	1981	1982	1983	1984	Всего	Общая масса на орбитах ИСЗ, т: объектов	Общая масса на орбитах ИСЗ, т: полная**
«Спутник»	2	1																											3	1,92	23,37
«Луна»			1				1		4	5		1	1	2	2	1	1	2		1									22	73,06	295,69
«Венера»					1				2		1		2	1		1			2			2			2		2		16	47,05	232,95
«Марс»						1									2		4												7	25,97	122,26
«Космос»						12	12	27	52	34	61	64	55	72	81	72	85	74	85	101	86	96	79	88	94	97	94	94	1615	4809,62	8316,65
«Полёт»							1	1																					2	3,9	3,9
«Электрон»								4																					4	1,73	6,65
«Зонд»								2	1			3	1	1															8	29,31	120,68
«Молния»									2	2	3	3	2	5	3	6	8	7	10	7	6	6	5	4	8	5	7	3	102	163,89	920,09
«Протон»									2	1		1																	4	40,11	85,26
«Метеор»													2	4	4	3	2	5	4	3	4		3	2	2	2	1	1	42	53 6	137,82
«Интеркосмос»													2	2	1	3	2	2	2	2	1	1	2		2				22	16,37	49,26
«Прогноз»																2	1		1	1	1	1		1			1		9	7,99	72,19
«Стационар» («Радуга»)																			1	1	1	1	1	2	3	1	2	2	15	29,26	376,79
«Стационар Т» («Экран»)																				1	1		2	2	1	2	2	2	13	25,69	326,33
«Горизонт»																						1	2	1		2	2	2	10	21,2	255,8
Корабли-спутники				3	2																								5	23,05	29,98
«Восток»					2	2	2																						6	28,33	36,91
«Восход»								1	1																				2	11	17,48
«Союз»***											1	2	5	1	2		2	3	5	3	3	5	3	4	2				41	269,78	366,48
«Союз Т»																							1	2	1	3	2	3	12	81,48	109
«Салют»															1		1	2		1	1					1			7	134,27	172,31
«Прогресс»																						4	3	4	1	4	2		23	161,4	214,3
«Вега»																												2	2	9,85	49,4
Чехословакии, Индии, Франции и др.				1	1	5	1			2					1	1	1		2		1	3	1		9	2	1	5	32	80,45	119,34
Общее количество	2	1	1	4	6	20	17	35	64	44	66	74	70	88	97	89	107	95	112	121	105	120	102	110	125	119	116	114	2024		
Общая масса на орбитах ИСЗ, т: объектов	0,59	1,33	0,44	21,88	25,92	76,09	56,37	78,57	132,56	150,98	201,25	247,52	239,27	251,66	274,94	223,04	323,68	297,37	305,74	346,65	350,6	342,9	351,13	346,9	373,12	389,21	368,99	371,58		6150,28	
Общая масса на орбитах ИСЗ, т: полная**	15,58	7,79	1,55	25,92	40,94	102,36	91,77	157,95	319,39	304,5	429,83	505,23	492,43	523,42	559,91	470,03	642,76	578,42	633,59	649	649,49	653,32	678,54	698,62	744,58	788,46	832,96	862,55			12460,89

* В приложение не включены вертикально взлетавшие в космос непилотируемые исследовательские, геофизические и метеорологические ракеты, не выходившие на орбиту ИСЗ (например, Р-1А — Р-1Е, Р-2А, Р-5А — Р-5В, МР-1, МР-12, М-100, «Вертикаль», «Янтарь»), а также внутриконтинентальные и межконтинентальные ракеты. ** В полную массу входят массы объекта, последней ступени РН, выводившей объект на опорную орбиту ИСЗ, и масса ступени, обеспечивавшей старт объекта с опорной орбиты. *** В число КК «Союз» включён «Союз-18», масса его в общую массу объектов не включена.

ПРИЛОЖЕНИЕ V

КОСМИЧЕСКИЕ ОБЪЕКТЫ СССР, ПОЛУЧИВШИЕ ВТОРУЮ КОСМИЧЕСКУЮ СКОРОСТЬ в 1959—84

Объекты	1959	1960	1961	1962	1963	1964	1965	1966	1967	1968	1969	1970	1971	1972	1973	1974	1975	1976	1977	1978	1979	1980	1981	1982	1983	1984	Всего	Общая масса КА, кг	Полная масса, кг*
«Луна»	3				1		4	5		1	1	2	2	1	1	2		1									24	73853	107960
«Марс»				1									2		4												7	25967	37400
«Венера»			1				2		1		2	1		1			2			2			2		2		16	47051	71993
«Зонд»						2	1			3	1	1															8	29307	41785
«Космос-146»									1																		1	5017	6817
«Вега»																										2	2	9845	13685
Всего	3		1	1	1	2	7	5	2	4	4	4	4	2	5	2	2	1		2			2		2	2	58		
Общая масса КА, кг	1186		644	907	1454	1967	9042	8103	6123	17081	13340	17932	20415	6490	21340	11140	9973	5306		9400			8801		10551	9845		191040	
Полная масса, кг*	4534		1742	2057	2530	4286	16945	13528	9083	23541	19240	24612	27688	9760	29983	14791	14009	7136		13440			12650		14400	13685			279640

* В полную массу включены массы КА и последних ступеней РН, получивших вторую космическую скорость.

НЕКОТОРЫЕ НАИМЕНОВАНИЯ ОБРАЗОВАНИЙ НА ЛУНЕ

Кратеры

Русское написание	Латинское написание	Координаты, град.* широта	Координаты, град.* долгота	Диаметр, км	Русское написание	Латинское написание	Координаты, град.* широта	Координаты, град.* долгота	Диаметр, км
Алёхин	Alekhin	68 S	131 W	82	Крокко	Crocco	47 S	150 E	58
Андерс	Anders	42 S	144 W	35	Купер	Cooper	53 N	176 E	53
Аполлон	Apollo	36 S	153 W	450	Лавлейс	Lovelace	82 N	107 W	56
Армстронг	Armstrong	1,5 N	25 E	4,6	Лангемак	Langemak	10 S	119 E	100
Артамонов	Artamonov	26 N	104 E	72	Лауритсен	Lauritsen	27 S	96 E	56
Артемьев	Artem'ev	10 N	145 W	71	Лей	Ley	43 N	154 E	74
Бабакин	Babakin	21 S	123 E	20	Леонов	Leonov	19 N	148 E	38
Беляев	Belyaev	23 N	143 E	58	Ловелл	Lovell	37 S	143 W	40
Борман	Borman	39 S	149 W	44	Малый	Malyi	22 N	105 E	37
Валье	Valier	7 N	174 E	63	Мезенцев	Mesentsev	72 N	128 W	80
Ван Гу	Wan-Hoo	11 S	139 W	60	Мещерский	Meshchersky	12 N	125 E	50
Верн Жюль	Jules Verne	36 S	146 E	128	Миллс	Mills	9 N	156 E	29
Ветчинкин	Vetchinkin	10 N	131 E	63	Николаев	Nicolaev	35 N	151 E	35
Винклер	Winkler	42 N	179 W	21	О'Дей	O'Day	31 S	157 E	71
Волков	Volkov	14 S	132 E	35	Олдрин	Aldrin	1,4 N	22,1 E	3,4
Воскресенский	Voskresensky	28 N	88 W	53	Парсонс	Parsons	37 N	171 W	35
Гаврилов	Gavrilov	17 N	131 E	60	Пацаев	Patsaev	17 S	133 E	45
Гагарин	Gagarin	20 S	149 E	260	Перельман	Perelman	24 S	106 E	45
Гансвиндт	Ganswindt	79 S	110 E	79	Петров	Petrov	61 S	88 E	56
Гернсбек	Gernsback	36 S	99 E	41	Петропавловский	Petropavlovsky	37 N	115 W	62
Годдард	Goddard	15 N	89 E	81	Пирке	Pirquet	20 S	140 E	61
Головин	Golovin	40 N	161 E	29	Поморцев	Pomortsev	1 N	67 E	25
Гоманн	Hohmann	18 S	94 W	21	Разумов	Rasumov	39 N	114 W	75
Граве Д.А. и И. П.	Grave D. A., I. P.	17 S	150 E	32	Ридель	Riedel	49 S	140 W	54
Грачёв	Grachev	3 S	108 W	36	Рынин	Rynin	47 N	104 W	75
Гриссом	Grissom	48 S	149 W	60	Сирано	Cyrano	20 S	157 E	71
Данте	Dante	25 N	180	66	Сисакян	Sisakyan	41 N	109 E	30
Дедал	Daedalus	6 S	180	87	Терешкова	Tereshkova	28 N	145 E	22
Добровольский	Dobrovolsky	13 S	129 E	39	Тилинг	Tiling	52 S	132 W	42
Драйден	Dryden	33 S	157 W	50	Тиль	Thiel	40 N	134 W	33
Жирицкий	Zhiritsky	25 S	120 E	31	Титов	Titov	28 N	151 E	31
Жуковский	Zhukovsky	8 N	167 W	81	Тихомиров	Tikhomirov	25 N	162 E	97
Засядко	Zasyadko	4 N	94 E	15	Уайт	White	45 S	160 W	42
Зенгер	Saenger	4 N	102 E	70	Уилд	Wyld	1 S	98 E	88
Ижак	Izsak	23 S	117 E	28	Уокер	Walker	26 S	162 W	31
Икар	Icarus	6 S	173 W	81	Уэллс	Wells	41 N	122 E	98
Ильин**	Ilyin	—	—	—	Фёдоров	Fedorov	28,2 N	37 W	7
Исаев	Isaev	8 S	147 E	90	Феоктистов	Feoktistov	31 N	140 E	19
Карман	Von Karman	45 S	176 E	195	Фирсов	Firsov	4 N	112 E	52
Келдыш	Keldysh	51 N	44 E	35	Фрёлик	Froelich	80 N	110 W	52
Кибальчич	Kibal'chich	2 N	147 W	97	Хелберг	Helberg	22 N	102 W	75
Клеймёнов	Kleimenov	33 S	141 W	62	Хили	Healy	32 N	111 W	41
Клут	Klute	37 N	142 W	73	Хэйл	Hale	74 S	90 E	90
Коллинз	Collins	1,3 N	23,7 E	2,4	Цандер	Tsander	5 N	149 W	150
Комаров	Komarov	25 N	153 E	77	Циолковский	Tsiolkovsky	21 S	128 E	183
Конгрев	Congreve	0	168 W	60	Чаффи	Chaffee	39 S	155 W	55
Кондратюк	Kondratyuk	15 S	115 E	106	Чернышёв	Chernyshev	47 N	174 E	58
Коноплёв**	Konoplev	—	—	—	Шаталов	Shatalov	24 N	140 E	21
Константинов	Konstantinov	20 N	159 E	69	Шулейкин**	Shuleikin	—	—	—
Королёв	Korolev	5 S	157 W	460	Эно-Пельтри	Esnault-Pelterie	47 N	142 W	74
Косберг	Kosberg	20 S	149,5 E	16	Эро**	Eyraud	—	—	—
Крамаров**	Kramarov	—	—	—	Янгель	Yangel	17 N	5 E	10

*N — северная широта, S — южная широта, W — западная долгота, E — восточная долгота. **Имя утверждено МАС для дальнейшего использования в качестве названия кратера.

Кратерные цепочки

Русское написание	Латинское написание	Координаты, град. начала	Координаты, град. конца	Длина, км
ГДЛ (Газодинамическая лаборатория)	Catena GDL	16 N, 123 W	2 N, 109 W	650
ГИРД (Группа изучения реактивного движения)	Catena GIRD	3 N, 126 W	5 S, 114 W	500
РНИИ (Реактивный научно-исследовательский институт)	Catena RNII	4 S, 126 W	10 S, 119 W	350
Артамонов	Catena Artamonov	28 N, 104 E	21 N, 110 E	270

Наименования образований на поверхности Луны в честь памятных событий

Русское написание	Латинское написание	Координаты, град. широта	Координаты, град. долгота	Вблизи места посадки КА
Залив Лунника	Sinus Lunicus	32 N	1,5 W	«Луна-2»
Равнина Прилунения	Planitia Descensus	7 N	64 W	«Луна-9»
База Спокойствия	Statio Tranquillitatis	0,8 N	23,7 E	«Аполлон-11»
Залив Успеха	Sinus Successus	0—3 N	57—60 E	«Луна-16»
Озеро Упорства	Lacus Perseveratiae	7,5—8 N	61—62,5 E	«Луна-24»

КОСМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ, ВЫПОЛНЕННЫЕ В СОВЕТСКОМ СОЮЗЕ в 1984 году

В 1984 продолжался полёт в околоземном космическом пространстве орбитальной научной станции «*Салют*-7». На её борту совершил длительный полёт экипаж КК «*Союз Т*-10». Осн. экипаж принял на станции две экспедиции посещения (экипажи КК «Союз Т-11» и «Союз Т-12»). В состав экипажа КК «Союз Т-11» входили советские космонавты и космонавт Индии.

Для обеспечения длительного функционирования орбит. комплекса «Салют-7» — «Союз Т» автоматич. транспортные КА «*Прогресс*-19» — «Прогресс-23» доставили на «Салют-7» топливо и разл. грузы. Выполнен комплекс науч., научно-технич. и прикладных работ с применением искусств. спутников Земли (ИСЗ). В целях проведения исследований планеты Венера и кометы Галлея осуществлены запуски межпланетных КА «Вега-1» и «Вега-2».

ОРБИТАЛЬНАЯ НАУЧНАЯ СТАНЦИЯ «САЛЮТ», КОСМИЧЕСКИЕ КОРАБЛИ «СОЮЗ Т», КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ «ПРОГРЕСС»

«Салют-7», «Союз Т-10», «Союз Т-11», «Союз Т-12», «Прогресс-19», «Прогресс-20», «Прогресс-21», «Прогресс-22», «Прогресс-23». Орбитальная научная станция «Салют-7» была выведена на околоземную орбиту 19 апр. 1982. В соответствии с программой исследования космич. пространства в 1982 и 1983 на её борту работали экипажи двух длительных экспедиций продолжительностью 211 и 150 сут и экипажи двух экспедиций посещения. Для продолжения работ на борту станции 8 февр. 1984 в 15 ч 07 мин с космодрома Байконур был запущен КК «Союз Т-10» (экипаж: командир корабля Л. Д. *Кизим*, бортинженер В. А. Соловьёв, космонавт-исследователь О. Ю. Атьков). 9 февр. в 17 ч 43 мин «Союз Т-10» пристыковался к «Салюту-7». Сближение корабля со станцией осуществлялось автоматически, а причаливание и стыковка аппаратов были выполнены экипажем вручную. После перехода космонавтов в помещение станции в околоземном пространстве начал функционировать пилотируемый комплекс «Салют-7» — «Союз Т-10». Его экипажу предстояло выполнить обширную программу работ, к-рая включала: исследование поверхности Земли и её атмосферы в интересах разл. отраслей науки и нар. х-ва; астрофизич., технологич. и технич. эксперименты; медико-биологич. исследования с участием врача-космонавта Атькова; испытания и отработку усовершенствов. систем и приборов. Предусматривалась также совместная работа космонавтов осн. экипажа с космонавтами двух экспедиций посещения.

В первую неделю пребывания на борту станции Кизим, Соловьёв и Атьков выполняли мероприятия по переводу «Салюта-7» в режим пилотируемого полёта. Они провели расконсервацию систем жизнеобеспечения, энергопитания, терморегулирования, проверили функционирование системы ориентации и управления движением орбит. комплекса в разл. режимах полёта, осуществили контроль пультов науч. аппаратуры, осмотр иллюминаторов. По плану регламентных мероприятий экипаж установил новый блок очистки в системе регенерации воды из атм. влаги, заменил ряд вентиляторов, отд. элементы в мед. аппаратуре и пр. Был выполнен ряд мед. экспериментов с целью дальнейшего изучения механизмов вестибулярных расстройств в остром периоде адаптации к невесомости и оценки эффективного использования профилактич. средств. Период адаптации экипажа прошёл без осложнений.

В период 17 февр.— 4 марта космонавты провели неск. циклов геофизич. исследований, включавших визуальные наблюдения, фотосъёмку и спектрометрирование земной поверхности. Исследовались, в частности, океанич. течения и взаимодействие океана с атмосферой. При детальных наблюдениях акватории Мирового океана наряду с фото- и спектрометрической аппаратурой использовался визуальный ручной калориметр «Цвет». Для оценки параметров атмосферы, непосредственно окружающей станцию, изучения атмосферы Земли и ионосферы выполнен ряд экспериментов с использованием масс-спектрометрической аппаратуры «Астра». Проведены также эксперименты с гамма-телескопом «Елена» для получения информации о потоках гамма-излучения и заряженных частиц в околоземном пространстве, технологич. эксперимент на установке «Испаритель» по нанесению металлич. покрытия (сплава меди и серебра) в условиях космич. вакуума и невесомости методом электронно-лучевого испарения и последующей конденсации, биохим. эксперимент по исследованию особенностей углеводного обмена. Много внимания уделялось мед. исследованиям. С помощью ультразвуковой аппаратуры определялись показатели, характеризующие деятельность сердечно-сосудистой системы, измерялись пульс, артериальное давление. Периодически проводился внутривенный забор крови у космонавтов для анализа. Для успешного выполнения длительного орбит. полёта весьма важным являлось поддержание на высоком уровне состояния здоровья и работоспособности космонавтов. В связи с этим осуществлялся комплекс мероприятий, включающих регулярные мед. обследования экипажа, санитарно-гигиенич. контроль среды обитания, занятия физ. упражнениями. Для выбора оптим. комплекса физ. упражнений и повышения их эффективности в невесомости проводился эксперимент «Спорт». Определялись уровень физ. работоспособности космонавтов, состояние сердечно-сосудистой и двигательной систем в зависимости от напряжённости тренировок, методов и средств их выполнения.

В этот период полёта экипаж осн. экспедиции принял и разгрузил автоматич. транспортный КА «Прогресс-19». Он стартовал 21 февр. с космодрома Байконур. Спустя двое суток была осуществлена автоматич. стыковка транспортного КА с орбит. пилотируемым комплексом. На орбиту КА доставил топливо для объединённой ДУ станции, оборудование, аппаратуру, материалы для проведения науч. исследований и обеспечения жизнедеятельности экипажа, почту. 25 и 26 февр. с использованием ДУ транспортного КА были проведены коррекции движения н.-и. комплекса «Салют-7» — «Союз Т-10» — «Прогресс-19», и комплекс стал совершать полёт на выс. 305—327 км. После выполнения программы совместного полёта 31 марта «Прогресс-19» отделился от орбит. комплекса и 1 апр. прекратил своё существование. На борту комплекса была осуществлена также подготовка к исследованиям по программе предстоявшего полёта советско-индийского экипажа. Космонавты оборудовали места для работы и отдыха, проверили функционирование науч. аппаратуры, предназнач. для проведения совместных экспериментов. 3 апр. в 17 ч 09 мин с космодрома Байконур стартовал КК «Союз Т-11» (экипаж: командир корабля Ю. В. *Малышев*, бортинженер Г. М. *Стрекалов*, космонавт-исследователь гражданин Республики Индии Р. Шарма). Полёт советско-индийского экипажа осуществлялся в соответствии с договорённостью между правительствами СССР и Республики Индии. 4 апр. в 18 ч 35 мин «Союз Т-11» состыковался с орбит. комплексом «Салют-7» — «Союз Т-10» и в тот же день в 21 ч 36 мин члены советско-индийского экипажа перешли в помещение станции. В течение семи дней на борту н.-и. комплекса «Салют-7» — «Союз Т-10» — «Союз Т-11» работал международный экипаж в составе шести человек (Кизим, Соловьёв, Атьков, Малышев, Стрекалов, Шарма). Была выполнена программа науч. исследований, разработанная совместно учёными Советского Союза и Индии. В неё входили шесть экспериментов по космич. медицине, технологич. эксперимент «Переохлаждение» и эксперимент по дистанц. зондированию Земли «Терра» для изучения природных ресурсов Индии.

Выполнение науч. программы началось с эксперимента «Оптокинез». Его цель — получение информации о состоянии глазодвигат. функции и особенностях вестибулозрительного взаимодействия в условиях космич. полёта. Данная информация необходима для анализа возможных причин возникновения болезни движения в космич. полёте, разработки соответствующих средств профилактики, а также для выдачи рекомендаций по профессиональной деятельности космонавтов при выполнении визуальных наблюдений.

Мед. эксперименты «Анкета» и «Опрос» регулярно проводятся международными экипажами на станциях «Салют». Выполнялись они и в данном полёте. С помощью экспериментов «Анкета» и «Опрос» учёные изучают механизмы развития болезни движения, выявляют роль индивидуальных особенностей человека, двигательной деятельности и др. причин возникновения болезни движения, оценивают влияние разл. этапов полёта на психологич. состояние членов экипажа. Космонавты выполнили эксперимент «Вектор», цель к-рого — получение дан-

ных по биоэлектрич. активности сердца на разл. этапах космич. полёта. Собранная информация позволяет комплексно оценить влияние факторов полёта на сердечно-сосудистую систему, на организм космонавта в целом, а также понять осн. механизмы адаптации организма к невесомости. С помощью методов электрокардиографии и кинетокардиографии получены данные о таких функциях сердца, как автоматизм, возбудимость, проводимость, состояние кровообращения миокарда, обменных процессов сердечной мышцы и др.

Оценка и прогнозирование состояния сердечно-сосудистой системы в условиях космич. полёта связаны с изучением силы сердечных сокращений и координированности работы правых и левых отделов сердца. Одним из методов, пригодных для решения этой задачи, является баллистография — регистрация микроперемещений тела, связанных с сердечной деятельностью. В эксперименте «Баллисто» предусматривалась регистрация микроперемещений тела по трём взаимноперпендикулярным осям. Получение пространств. картины распределения сил сердечного сокращения представляет большой науч. интерес для углубления понимания сущности процессов преобразования энергии сердечных сокращений в движение крови. Кроме того, соотношение мощностей колебаний по трём осям несёт диагностическую информацию о состоянии сократительной функции сердца, его правых и левых отделов.

Космонавт-исследователь Шарма выполнил эксперимент «Йога». Изучалась возможность и эффективность применения упражнений по системе «Йога» для профилактики неблагоприятных влияний невесомости на опорно-мышечный аппарат. В процессе выполнения инд. космонавтом комплекса упражнений исследовались: активность мышц тела (спины, бедра, голени) при выполнении произвольных движений, работа разл. мышечных групп при выполнении поз, координационные свойства системы управления движением и влияние на них факторов полёта.

Задачами эксперимента «Терра» по дистанц. зондированию Земли из космоса являлись: фотографическая съёмка территории Индии с помощью многозональной камеры МКФ-6М и камеры КАТЭ-140, к-рые установлены на борту станции «Салют-7»; проведение визуального наблюдения и фотосъёмки с использованием ручных камер индийским и советскими космонавтами; проведение квазисинхронных подспутниковых аэросъёмок и наземных измерений над характерными опытными участками на территории Индии индийскими специалистами; наземная обработка данных и фотоснимков, полученных со станции «Салют-7»; использование космич. фотосъёмки для картографирования и изучения природных ресурсов Индии в интересах развития её нац. экономики.

В рамках программы эксперимента «Терра» во время полёта орбит. комплекса над территорией Индии экипаж экспедиции посещения вёл визуальные наблюдения и фотографирование Никобарских и Лаккадивских о-вов, кольцевых структур на Индостанском п-ове, ледникового и снежного покрова Гималаев. Исследовалась также акватория Индийского ок. с целью определения его биопродуктивности в отдельных р-нах. Во втором цикле исследований по заданиям специалистов в областях геологии, почвоведения, сельского и водного х-в космонавты вели визуальные наблюдения и фотографирование акватории Бенгальского залива, зап. побережья и пустынной зоны Индии, долины р. Ганг, Гималаев. В последующих сериях геофизич. исследований «Терра» выполнялась фотосъёмка вост. побережья п-ова Индостан, дельты р. Ганг, Андаманских и Никобарских о-вов с целью обнаружения нефтегазоносных районов на мелководье, исследовались лесные массивы и лесопосадки в центральной части п-ова Индостан, гидромелиоративная обстановка в бассейне р. Ганг и др. В результате эксперимента «Терра» советско-индийским экипажем на плёнке высокого качества получены снимки (камерой МКФ-6М — 1000 снимков в 6 диапазонах спектра; камерой КАТЭ-140 — ок. 300), к-рые использовались при создании карт землепользования и контроле за состоянием прибрежной зоны, при картографич. работах, в океанографич. исследованиях, при изучении состояния лесов, внутр. водоёмов, с.-х. посевов.

По программе космич. материаловедения экипаж экспедиции посещения выполнил на установке «Испаритель» серию экспериментов «Переохлаждение». Их цель — изучение явления переохлаждения при затвердевании расплавл. металлов, исследование возможностей получения в условиях микрогравитации особых форм металлич. материалов — т. н. «металлических стёкол». Для проведения этих экспериментов индийская сторона подготовила образцы, в к-рых в качестве модельного материала был использован сплав серебра с германием.

Полностью выполнив науч. программу полёта, космонавты Малышев, Стрекалов и Шарма возвратились на Землю 11 апр. в 14 ч 50 мин. Спускаемый аппарат КК «Союз Т-10» совершил мягкую посадку в 46 км восточнее г. Аркалыка.

13 апр. космонавты Кизим, Соловьёв, Атьков осуществили перестыковку КК «Союз Т-11» с агрегатного на переходный отсек станции. Перестроение орбит. комплекса выполнено с целью обеспечения транспортных операций по снабжению станции «Салют-7» разл. грузами, необходимыми для жизнедеятельности и работы экипажа. 22 апр. к станции «Салют-7» пристыковался выведенный на орбиту 20 апр. автоматич. транспортный КА «Прогресс-20». Полёт этого КА в составе комплекса «Салют-7» — «Союз Т-11» — «Прогресс-20» продолжался до 6 мая. Запланированные на время совместного полёта работы, включавшие разгрузку корабля, дозаправку объединённой ДУ топливом и перекачку питьевой воды в ёмкости станции, были выполнены полностью. С помощью двигателя «Прогресса-20» проведена коррекция орбиты н.-и. комплекса. 6 мая транспортный КА отстыковался от станции и на следующий день завершил свой полёт, войдя в плотные слои атмосферы.

После возвращения на Землю космонавтов экспедиции посещения осн. экипаж готовился к выполнению работ снаружи станции. Предстояло установить обводные трубопроводы в резервной топливной магистрали объединённой ДУ. Для этого потребовалось осуществить неск. выходов в открытый космос. Во время первого выхода (23 апр.) космонавты Кизим и Соловьёв извлекли из переходного отсека станции спец. трап, контейнеры с инструментом и необходимыми материалами, затем перенесли их к месту работы. Космонавты развернули трап и установили его на внеш. поверхности. Там же были закреплены контейнеры. После выполнения этой работы и др. подготовит. операций космонавты возвратились в помещение станции. Время пребывания Кизима и Соловьёва в открытом космосе составило 4 ч 15 мин.

При втором выходе из станции (26 апр.) Кизим и Соловьёв с помощью спец. инструмента вскрыли защитный экран в зоне расположения отключ. части резервной магистрали объединённой ДУ и смонтировали клапан. Были проведены наддув этой магистрали и проверка её герметичности. После проведения запланиров. операций космонавты возвратились к переходному отсеку и вошли в помещение станции. Время пребывания Кизима и Соловьёва в открытом космосе составило 5 ч.

Третий выход в открытое космич. пространство Кизим и Соловьёв осуществили 29 апр., когда они вновь перешли вдоль станции к агрегатному отсеку и продолжили работы с отключённой частью резервной магистрали объединённой ДУ. Применяя специальный инструмент, космонавты установили дополнительную магистраль и проверили её герметичность. Для обеспечения теплового режима орбит. станции было восстановлено тепловое покрытие. Затем космонавты уложили инструмент в контейнер и возвратились в помещение станции. Продолжительность пребывания Кизима и Соловьёва в условиях космич. пространства в этом выходе составила 2 ч 45 мин.

При четвёртом выходе из станции 4 мая Кизим и Соловьёв сняли теплозащитное покрытие, установленное во время предыдущего выхода, смонтировали вторую дополнит. магистраль, проверили её герметичность. Затем космонавты вновь поставили теплозащитное покрытие, уложили инструмент в контейнер и возвратились в станцию. Время пребывания космонавтов в открытом космосе в четвёртом выходе составило 2 ч 45 мин.

Осуществив пятый выход в открытое космич. пространство 18 мая, командир экипажа и бортинженер произвели монтаж двух дополнит. панелей на вторую СБ. Установка дополнит. СБ была запланирована при создании станции «Салют-7» для увеличения мощности системы электропитания. Эти работы были начаты В. А. *Ляховым* и А. П. *Александровым* в нояб. 1983. При выходе из станции Кизим и Соловьёв доставили в зону проведения работ контейнеры с дополнит. СБ, необходимые инструмент и приспособления. Используя спец. конструктивные элементы, механизмы и фиксирующие устройства, космонавты установили и привели в рабочее положение первую дополнит. СБ. Затем космонавт-исследователь Атьков, находившийся у пульта управления станцией, развернул наращиваемую СБ на 180°, а командир и бортинженер провели монтаж второй дополнит. СБ. Установленные СБ оснащены эффективными фотоэлементами, приготовл. из арсенида галлия. После завершения монтажно-сборочных операций Кизим и Соловьёв возвратились в станцию. Время их работы в открытом космосе на этот раз составило 3 ч 5 мин.

В соответствии с программой обеспечения функционирования орбит. станции «Салют-7» 8 и 28 мая были запущены автоматич. транспортные КА «Прогресс-21» и «Прогресс-22». Они доставили на орбиту топливо для объединённой ДУ станции, оборудование, аппаратуру, материалы для проведения науч. исследований и обеспечения жизнедеятельности

экипажа, а также почту. Полёт транспортных КА «Прогресс-21» и «Прогресс-22» в составе орбит. комплекса проходил соответственно в периоды 10—26 мая и 30 мая — 15 июля. С помощью двигателя «Прогресса-22» были проведены три коррекции орбиты. В результате полёт н.-и. комплекса стал проходить на выс. 318—358 км.

В отличие от др. подобных КА «Прогресс-22» отстыковался от станции без помощи двигателей. Скорость расхождения сообщалась только пружинными толкателями. Это делалось для того, чтобы исключить влияние продуктов сгорания, выбрасываемых двигателями, на СБ. Проверялось предположение о том, что продукты сгорания, осаждаясь на поверхностях фотоэлектрич. преобразователей, снижают эффективность батарей. После расстыковки была измерена сила тока каждой панели. Датчики показали, что изменений их производительности не произошло.

В период 19 мая — 16 июля космонавты Кизим, Соловьёв, Атьков продолжали выполнять геофизич., астрофизич., технич., технологич., биологич. эксперименты и мед. исследования. В рамках обширной программы исследования природных ресурсов Земли и изучения окружающей среды космонавты выполнили неск. серий визуальных наблюдений, фотографирования и спектрометрирования разл. р-нов территории Советского Союза и акватории Мирового океана. Была получена дополнит. информация о ледниках и снежном покрове Памира, геологич. структурах Кызылкумов и Тянь-Шаня, состоянии с.-х. угодий Краснодарского края, лесных массивов Вост. Сибири и Забайкалья. Проводилось также фотографирование Приморского края, р-нов, примыкающих к Байкало-Амурской магистрали, вост. побережья территории Советского Союза. По заданиям океанологов проведены неск. серий наблюдений и съёмок отд. р-нов акваторий Атлантического и Тихого океанов. Велись наблюдения процессов, происходящих в атмосфере Земли. Космонавты оперативно сообщали метеорологам о зарождающихся циклонах.

Регулярно проводились мед. обследования. Были получены данные о состоянии сердечно-сосудистой системы, об эффективности различных тренировок, к-рые регулярно выполнял экипаж, об особенностях углеводного и минер. обмена в организме человека, длительное время находящегося в условиях космич. полёта, о реакциях системы кровообращения на имитацию гидростатич. давления, создаваемого посредством вакуумного костюма «Чибис», о психофизической работоспособности космонавтов и др. Данные обследования свидетельствовали, в частности, о том, что длительная работа в открытом космосе не отразилась на здоровье тренированных, физически подготовленных космонавтов Кизима и Соловьёва.

17 июля в 21 ч 41 мин с космодрома Байконур был запущен КК «Союз Т-12» (экипаж: командир корабля В. А. *Джанибеков*, бортинженер С. Е. *Савицкая* и космонавт-исследователь И. П. Волк). 18 июля в 23 ч 17 мин КК «Союз Т-12» пристыковался к станции «Салют-7». После перехода космонавтов экспедиции посещения в помещение станции в околоземном пространстве начал функционировать пилотируемый н.-и. комплекс «Салют-7» — «Союз Т-11» — «Союз Т-12». Экипаж из шести советских космонавтов, в составе к-рого работала женщина-космонавт, приступил к выполнению науч. программы совместного полёта. Она предусматривала выполнение технич. и технологич. экспериментов, наблюдения и фотосъёмку земной поверхности, медико-биологич., астрофизич. и др. исследования.

В первые дни пребывания на станции экипаж экспедиции посещения выполнил серию мед. исследований для получения дополнит. информации о влиянии условий космич. полёта на организм человека, процессах адаптации к невесомости. Исследовалось функциональное состояние сердечно-сосудистой системы космонавтов, определялись острота и глубина зрения, степень утсмляемости глаз. В ходе выполнения экспериментов «Пневматик», «Профилактика» и «Анкета» оценивалась эффективность средств профилактики неблагоприятного воздействия невесомости на организм человека, исследовались причины вестибулярных расстройств на нач. этапе полёта. В биологич. эксперименте «Цитоз», подготовленном советскими и французскими учёными, изучалось влияние факторов космического полёта на проницаемость оболочек клеток микроорганизмов и др. характеристики.

На усовершенствованной установке «Таврия» проведено неск. циклов работ по разделению биологич. препаратов в электрич. поле с целью получения в условиях невесомости опытных партий сверхчистых веществ и новых эффективных лекарств. препаратов. В одной из камер установки проводилась очистка полученного генно-инженерным путём противоинфекционного препарата. В др. камере осуществлялось разделение клеток, производящих антибиотик, являющийся лекарством и стимулятором роста биомассы и продуктивности с.-х. животных. Из антигенов вируса гриппа выделяли сверхчистый препарат для производства высокоэффективных профилактич. вакцин и сывороток. В усовершенствованной установке «Таврия» применены новые системы и аппаратура, являющиеся прототипом перспективных полуавтоматических установок для космич. биотехнологии.

В рамках программы космич. материаловедения выполнена серия экспериментов «Электротопограф». Их цель — исследование динамики изменения характеристик разл. материалов при комплексном воздействии факторов космич. пространства, а также отработка методов диагностики их состояния непосредственно на борту орбит. станции. Исследуемые образцы экспонировались в разгерметизиров. шлюзовой камере, а контроль их состояния осуществлялся с помощью аппаратуры «Электротопограф». В качестве образцов наряду с модельными материалами использовались композиционные материалы, в т. ч. их составляющие.

По плану технологич. исследований проведён эксперимент «Тампонаж», имеющий большое нар.-хоз. значение. Цель его — выяснение механизма стадий затвердевания цементоподобных связующих растворов. Приготовленные образцы суспензий в течение 10 сут отвердевали на борту орбит. станции, затем были возвращены на Землю и переданы специалистам для изучения. Полученные результаты позволяют правильно выбрать направление исследований по повышению надёжности и долговечности герметизации нефтяных и газовых скважин.

В соответствии с программой астрофизич. исследований осуществлён цикл экспериментов «Пирамиг» по изучению распределения межпланетного вещества в космич. пространстве. Изучение структуры земной атмосферы, определение параметров атмосферы в окрестности орбит. комплекса выполнено с использованием фотокамеры «Пирамиг» и масс-спектрометрич. аппаратуры «Астра-1». В эксперименте «Экстинция» определялась плотность аэрозольных слоёв космич. происхождения в земной атмосфере. С использованием электронного фотометра ЭФО-1 фиксировались изменения яркости звёзд при заходе их за атмосферу Земли и при пересечении при этом слоя аэрозолей.

По программе исследования природных ресурсов Земли и изучения окружающей среды космонавты выполнили серию визуальных наблюдений и фотографирование бассейнов Каспийского и Чёрного морей, республик Средней Азии.

25 июля космонавты Джанибеков и Савицкая осуществили выход в открытое космич. пространство в целях проведения испытаний нового универс. ручного инструмента, предназнач. для выполнения сложных технологич. операций. Это был первый в мире выход женщины-космонавта в открытый космос. Открыв наружный люк и выйдя из станции, они установили на переходном отсеке, а затем подготовили к работе портативную электронно-лучевую установку, пульт управления, преобразователь тока и планшеты с металлич. образцами. После этого Савицкая с помощью универс. ручного инструмента последовательно выполнила операции по резке, сварке, пайке металлич. пластин и напылению покрытия. Джанибеков в это время проводил киносъёмку и вёл ТВ репортаж. Затем космонавты поменялись местами, и цикл технологич. операций на др. образцах выполнил командир экспедиции посещения. После завершения работ оборудование и полученные образцы были возвращены в переходный отсек. Космонавты также демонтировали и перенесли в помещение станции ранее установленные на её внеш. поверхности панели с разл. конструкц. материалами, длительное время находившимися в условиях открытого космоса. После успешного выполнения намеченных работ Джанибеков и Савицкая возвратились в помещение станции. Общее время их пребывания в условиях открытого космич. пространства составило 3 ч 35 мин. Успешное выполнение Савицкой уникальных экспериментов в условиях космич. пространства показало возможность эффективной деятельности женщины при выполнении сложных работ не только на борту пилотируемого орбит. комплекса, но и вне его.

Программа полёта экспедиции посещения была успешно завершена 29 июля. В 16 ч 55 мин спускаемый аппарат КК «Союз Т-12» с космонавтами Джанибековым, Савицкой и Волком совершил посадку в 140 км юго-восточнее г. Джезказгана. Осн. экипаж орбит. станции начал подготовку к очередному (шестому) выходу в открытый космос. Он был осуществлён 8 авг.— космонавты Кизим и Соловьёв сняли часть теплозащитного покрытия на торце агрегатного отсека и с помощью спец. приспособления перекрыли один из трубопроводов топливной магистрали. Путём ряда сложных монтажных работ, впервые проведённых экипажем в открытом космосе, была вновь подключена резервная магистраль.

Перед возвращением в станцию космонавты демонтировали фрагмент панели СБ для анализа на Земле степени загрязнения фотоэлектронных преобразовате-

лей, затем перешли в помещение станции. Время пребывания их в открытом космосе составило 5 ч. Впервые в практике пилотируемых полётов космонавты в течение одной экспедиции совершили шесть выходов в открытое космич. пространство общей продолжительностью 22 ч 50 мин, выполнив при этом сложные монтажные работы. Успешному завершению многоэтапных монтажных работ в открытом космосе предшествовали разработка методов их выполнения, проектирование и изготовление спец. инструмента, тренировки космонавтов в гидробассейне.

В соответствии с программой обеспечения дальнейшего функционирования орбит. науч. станции «Салют-7» 14 авг. произведён запуск автоматич. транспортного КА «Прогресс-23». 16 авг. была осуществлена автоматич. стыковка этого КА с орбит. пилотируемым комплексом «Салют-7» — «Союз Т-11». Разгружая на орбите транспортный КА, космонавты перенесли контейнеры с продуктами питания, оборудование, новые приборы и науч. аппаратуру, произвели замену регенераторов системы обеспечения газового состава, перекачали воду из бака КА в ёмкости станции. В последующие дни баки объединённой ДУ были дозаправлены горючим и окислителем. Осуществлена коррекция траектории движения пилотируемого комплекса. Полёт стал проходить на выс. 351—387 км. После завершения программы совместного полёта транспортный КА «Прогресс-23» 26 авг. отделился от станции. Его полёт завершился 28 авг., когда он был переведён на траекторию снижения, вошёл в плотные слои атмосферы и прекратил существование.

В августе космонавты продолжали и н.-и. работу. Она включала мед. обследования, биотехнологич. и геофизич. эксперименты. С помощью ультразвуковой аппаратуры «Эхограф» выполнен очередной цикл исследований состояния сердечно-сосудистой системы космонавтов. Полученные данные были переданы на Землю в сеансах ТВ связи. На электрофоретич. установке «Геном» осуществлены исследования по разделению крупных фрагментов молекул ДНК-носителя генетич. информации живых организмов. Ход экспериментов регистрировался с помощью фотографирования в УФ свете. Проведён отбор ок. 700 проб фракции ДНК для последующего анализа в лабораторных условиях. Продолжался эксперимент по абиогенному синтезу нуклеиновых кислот в условиях открытого космического пространства. Прибор «Медуза» с исследуемыми образцами был установлен на внеш. поверхности станции «Салют-7» Джанибековым и Савицкой.

В рамках программы исследования природных ресурсов Земли и изучения окружающей среды космонавты вели наблюдения и съёмку разл. р-нов СССР, в т. ч. Крыма, Краснодарского края, Прикаспийской низменности, республик Средней Азии, территории, примыкающей к Байкало-Амурской магистрали.

В соответствии с программой «*Интеркосмос*» проведены международные эксперименты «Чёрное море» и «Гюнеш». Комплексный эксперимент «Чёрное море» проводился 28 авг. и 3 сент. в целях отработки методич. задач дистанц. определения характеристик водных поверхностей. Съёмки отдельных р-нов Чёрного моря осуществлялись одновременно со станции «Салют-7», специализиров. океанографич. спутника «*Космос-1500*», самолётов-лабораторий и с борта н.-и. судов «Михаил Ломоносов» и «Профессор Колесников». В подготовке этого эксперимента приняли участие специалисты НРБ, ГДР, ПНР и СССР. Полученные данные позволяют оптимизировать работу спутниковых систем наблюдения океана в интересах нар. х-ва стран — участниц программы «Интеркосмос».

Аэрокосмич. эксперимент «Гюнеш» проводился 29 авг. и 3 сент. по программе международного космич. проекта «Изучение динамики геосистем дистанционными методами». В нём вместе с советскими учёными принимали участие специалисты НРБ, ВНР, ГДР, Республики Куба, МНР, ПНР и ЧССР. Фотографирование и спектрометрирование Шеки-Закатальского науч. полигона Азербайджанской ССР проводились с борта станции «Салют-7» и подспутниковыми измерит. средствами, оснащёнными оптич. и радиофизич. аппаратурой, разработанной и изготовленной в странах — участницах программы «Интеркосмос». Результаты эксперимента предназначены для составления прогнозов в разл. отраслях нар. х-ва стран—членов СЭВ, а также для развития технич. средств дистанционного зондирования Земли.

На КА «Прогресс-23» среди доставленного науч. оборудования находились рентгеновские телескопы-спектрометры. Один из них создан специалистами АН Азербайджанской ССР, другой изготовлен в рамках советско-французского сотрудничества. С помощью этой аппаратуры с конца августа до середины сентября проводились астрофизич. эксперименты. В течение 46 сеансов выполнялись измерения спектров рентгеновских источников галактич. и внегалактич. происхождения, находящихся в созвездиях Стрельца, Лебедя и Крабовидной туманности. В целом за время своего полёта осн. экипаж выполнил более 600 экспериментов.

В ходе полёта для оценки здоровья экипажа регулярно раз в две недели (реже, чем прежде) проводились мед. обследования. Присутствие врача на борту позволило уменьшить число медицинских дней. В последние дни пребывания на борту станции в целях подготовки к возвращению на Землю космонавты приступили к регулярным тренировкам с использованием вакуумного костюма «Чибис», в к-ром благодаря перепаду барометрич. давления имитируется действие земного притяжения. Длительная космич. экспедиция осн. экипажа продолжалась ок. 237 сут. После выполнения программы научно-технич. исследований и экспериментов на борту орбитального комплекса «Салют-7» — «Союз Т-11» космонавты Кизим, Соловьёв, Атьков возвратились на Землю 2 окт. в 13 ч 57 мин. Спускаемый аппарат КК «Союз Т-11» совершил посадку в 145 км юго-восточнее г. Джезказгана. Станция «Салют-7» продолжила полёт в автоматическом режиме.

ИСКУССТВЕННЫЕ СПУТНИКИ ЗЕМЛИ

«Космос». Продолжались запуски ИСЗ серии «Космос». В 1984 было запущено 94 спутника (табл. 1). Цель запусков ИСЗ «Космос-1537, -1557, -1572, -1575, -1582, -1584, -1590, -1591, -1597» — проведение исследований природных ресурсов Земли в интересах разл. отраслей нар. х-ва СССР и международного сотрудничества. Информация со спутников поступала в Гос. н.-и. центр «Природа» для обработки и использования. На спутниках «Космос-1554, -1555, -1556» и «Космос-1593, -1594, -1595», выведенных на орбиту соответственно 19 мая и 4 сент., отрабатывались элементы и аппаратура космич. навигац. системы, создаваемой в целях определения местонахождения самолётов гражд. авиации и судов мор. и рыболовного флотов Советского Союза. Каждая тройка ИСЗ выводилась на орбиту одной РН.

21 июня на околоземную орбиту выведен ИСЗ «Космос-1574». На его борту была установлена аппаратура для отработки системы определения местонахождения судов и самолётов, терпящих бедствие. С запуском этого спутника на орбитах стали функционировать три советских спутника-спасателя системы «Коспас»: «Космос-1383», «Космос-1447» и «Космос-1574». В дек. 1984 запущен амер. спутник-спасатель «НОАА-9» (см. табл. 2) взамен ИСЗ «НОАА-8», вышедшего из строя. Экспериментальный этап, предназначавшийся для демонстрации и оценки возможностей международной спутниковой системы «*Коспас-Сарсат*», продолжавшийся более 2 лет, подтвердил правильность технич. решений и полную совместимость элементов и частей системы, созданных в разных странах. Испытания проводились в разл. частях земного шара, в частности с использованием судов мор. флота, совершающих плавание от портов Советского Союза до Антарктики. Аналогичные испытания проводились и др. странами по совместно согласованным программам. Неоднократно была продемонстрирована надёжность и эффективность советских спутников-спасателей, с помощью к-рых была осуществлена бо́льшая часть всех спасат. операций. Космическая система «Коспас-Сарсат» помогла спасти более 350 человек — граждан разных стран.

В 1985 в странах-разработчиках системы — СССР, США, Канаде и Франции — созданы пункты приёма информации (ППИ) и налажен обмен информацией между ними. Успешное функционирование системы, позволившей спасти много человеческих жизней, привлекло внимание др. стран, международных мор. и авиац. орг-ций. Свои ППИ в инициативном порядке построили и успешно испытали Великобритания и Норвегия, к экспериментальным работам подключались НРБ и Финляндия. Пожелания об участии в системе высказали Дания и Бразилия. Проявили большую заинтересованность Новая Зеландия, Испания, Австралия, Швеция и др. страны. На заседании координац. группы «Коспас-Сарсат» в кон. 1984 признано, что этап демонстрации и оценки системы успешно завершён и она подготовлена к режиму опытной эксплуатации. Переход к этому качественно новому этапу создания и использования международной спутниковой системы спасания зафиксирован в подписанном представителями Мин-ва мор. флота СССР, Нац. управления США по исследованию океанов и атмосферы, Мин-ва обороны Канады и Нац. центра космич. исследований Франции документе о продолжении сотрудничества. Перевод системы «Коспас-Сарсат» в режим опытной эксплуатации требует дальнейшего совершенствования космич. и наземных элементов системы. С этой целью страны-участницы обязались постоянно держать в околоземном пространстве не менее 4 спутников. Создаётся надёжная основа для технич. совершен-

ствования элементов системы в рамках установленной и согласованной структуры. Предусмотрено освоение во всех странах крупносерийного производства аварийных радиобуев нового типа, позволяющих более эффективно использовать возможности спутниковой системы спасания.

28 сент. осуществлён запуск ИСЗ «Космос-1602». Осн. задача запуска — получение оперативной информации и продолжение отработки новых видов информационно-измерит. аппаратуры и методов дистанц. исследований Мирового океана и поверхности Земли в интересах нар. х-ва СССР и науки. Информация со спутника поступала в Гос. н.-и. центр изучения окружающей среды и природных ресурсов и на автономные ППИ Госкомгидромета СССР для обработки и распространения.

19 дек. произведён запуск ИСЗ «Космос-1614». После выполнения программы полёта спутник совершил управляемый спуск в атмосфере и приводнился в заданном р-не акватории Чёрного моря.

«Молния». Для обеспечения эксплуатации системы дальней телефонно-телеграфной радиосвязи, а также передачи программ Центрального телевидения СССР на пункты сети *«Орбита»* 17 марта, 10 и 24 авг., 14 дек. осуществлены запуски спутников связи *«Молния-1»*.

«Радуга». Очередные спутники связи *«Радуга»* с бортовой ретрансляционной аппаратурой, предназначенной для обеспечения телефонно-телеграфной радиосвязи и передачи ТВ программ, запущены 15 февр. и 22 июня.

«Горизонт». В соответствии с программой дальнейшего развития систем связи и ТВ вещания с использованием ИСЗ 22 апр. и 2 авг. осуществлены запуски двух спутников связи *«Горизонт»*.

«Экран». 16 марта и 24 авг. запущены спутники ТВ вещания *«Экран»* с бортовой ретрансляционной аппаратурой, обеспечивающей в дециметровом диапазоне волн передачу программ Центрального телевидения СССР на сеть приёмных устройств коллективного пользования.

«Метеор-2». 5 июля произведён запуск очередного метеорологического спутника Земли *«Метеор-2»*. На борту спутника установлены комплексы аппаратуры для получения глобальных изображений облачности и подстилающей поверхности в видимом и ИК диапазонах спектра как в режиме запоминания, так и в режиме непосредств. передачи, а также радиометрич. аппаратуры для непрерывных наблюдений за потоками проникающих излучений в околоземном космич. пространстве. Информация со спутника поступала в Гос. н.-и. центр изучения окружающей среды и природных ресурсов и Гидрометцентр СССР для обработки и использования.

МЕЖПЛАНЕТНЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ

«Вега». В соответствии с программой исследования космического пространства и планет Солнечной системы 15 и 21 дек. осуществлены запуски двух аналогичных по конструкции и назначению космических аппаратов: «Вега-1» и «Вега-2» (рис. 1,2). Многоцелевой науч. программой полёта, разработанной по предложению советских учёных, предусматривается проведение исследований Венеры и кометы Галлея (проект «Венера — Галлея»). На первом этапе полёта КА «Вега-1», «Вега-2» запланировано продолжение изучения атмосферы, облачного слоя и поверхности Венеры с помощью спускаемых аппаратов и проведение принципиально новых экспериментов по изучению циркуляции атмосферы Венеры и её метеорологич. параметров с помощью аэростатных зондов. В дальнейшем КА будут направлены навстречу комете Галлея и впервые проведут непосредств. комплексные исследования её с пролётной траектории. Цели исследований: определение физич. характеристик ядра кометы (размера, формы, свойств поверхности, темп-ры); изучение структуры и динамики околоядерной области комы; определение состава газа в околоядерной области; определение состава пылевых частиц и их распределение по массе на разл. расстояниях от ядра; изучение взаимодействия солнечного ветра с атмосферой и ионосферой кометы. В создании комплекса научной аппаратуры и оборудования для КА «Вега-1», «Вега-2» принимали участие специалисты Австрии, НРБ, ВНР, ГДР, ПНР, СССР, ЧССР, Франции и ФРГ.

КА были выведены на межпланетные траектории с промежуточной орбиты ИСЗ. Они достигнут окрестностей Венеры в сер. июня 1985 и пролетят вблизи кометы Галлея в марте 1986. Предполагается, что расстояние от ядра до станции в момент пролёта составит ~ 10 тыс. км. Общая схема полёта КА представлена на рис. 3. В состав КА входят пролётный и спускаемый аппараты (рис. 1,2). Конструктивной основой КА является блок баков ДУ, к к-рому с помощью конической юбки крепится приборный отсек. К верхнему и нижнему шпангоутам блока баков прикреплены ферменные конструкции панелей СБ. К верхнему шпангоуту блока баков крепится коническая проставка, на к-рую устанавливается спускаемый аппарат. В центре блока баков расположена остронаправл. параболич. антенна, ориентированная в сторону Земли при пролёте Венеры и кометы Галлея. На обращённой к Солнцу во время полёта стороне приборного отсека установлен блок астроприборов с датчиками ориентации на Солнце, звезду Канопус и Землю. Исполнит. органы системы ориентации и стабилизации с газовыми соплами расположены в осн. на панелях СБ.

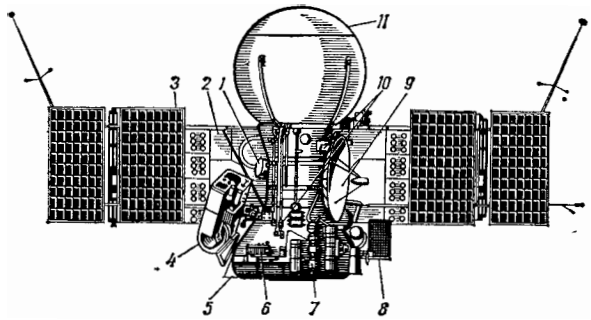


Рис. 1. КА «Вега-1», «Вега-2»: *1* — пролётный аппарат; *2* — радиатор-охладитель; *3* — панели солнечной батареи; *4* — автоматическая стабилизированная платформа с научной аппаратурой; *5* — противопылевой экран; *6* и *10* — научная аппаратура; *7* — блок приборов астроориентации; *8* — радиатор-нагреватель; *9* — остронаправленная антенна; *11* — спускаемый аппарат

Науч. аппаратура, функционально представляющая три осн. группы экспериментов, соответственно различается по своим конструктивным и компоновочным решениям: датчики группы электромагнитных экспериментов (анализаторы плазменных волн высокой и низкой частот, а также магнитометры) вынесены на штангах как можно дальше от корпуса КА; датчики приборов, предназначенных для контактных измерений частиц и плазмы кометы, в основном расположены на корпусе станции на стороне, обращённой к набегающему потоку пылевых частиц кометы; оптич. средства наблюдения за ядром кометы (спектрометры и ТВ камера) установлены на автоматической стабилизированной платформе.

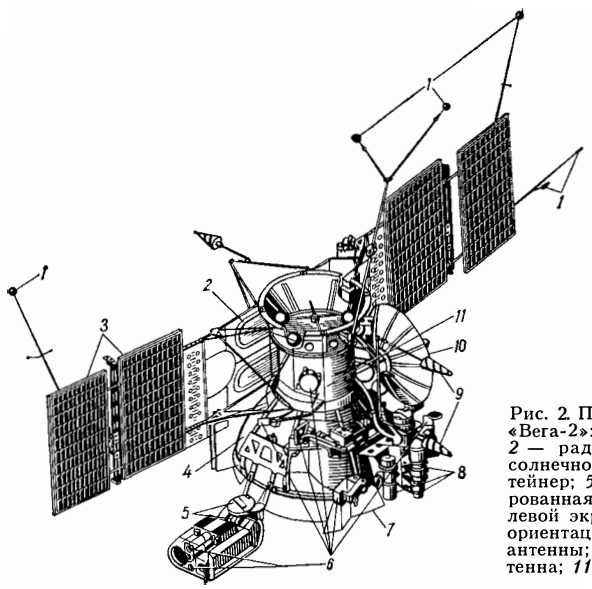


Рис. 2. Пролётный аппарат КА «Вега-1», «Вега-2»: *1* и *6* — научная аппаратура; *2* — радиатор-охладитель; *3* — панели солнечной батареи; *4* — приборный контейнер; *5* — автоматическая стабилизированная платформа; *7* — противопылевой экран; *8* — блок приборов астроориентации; *9* — малонаправленные антенны; *10* — остронаправленная антенна; *11* — блок баков с двигательной установкой

Специфич. условия исследования кометы Галлея (пролёт сквозь кому кометы) вызвали необходимость установки на КА брони в виде двухслойных, а в нек-рых местах и трёхслойных экранов, защищаю-

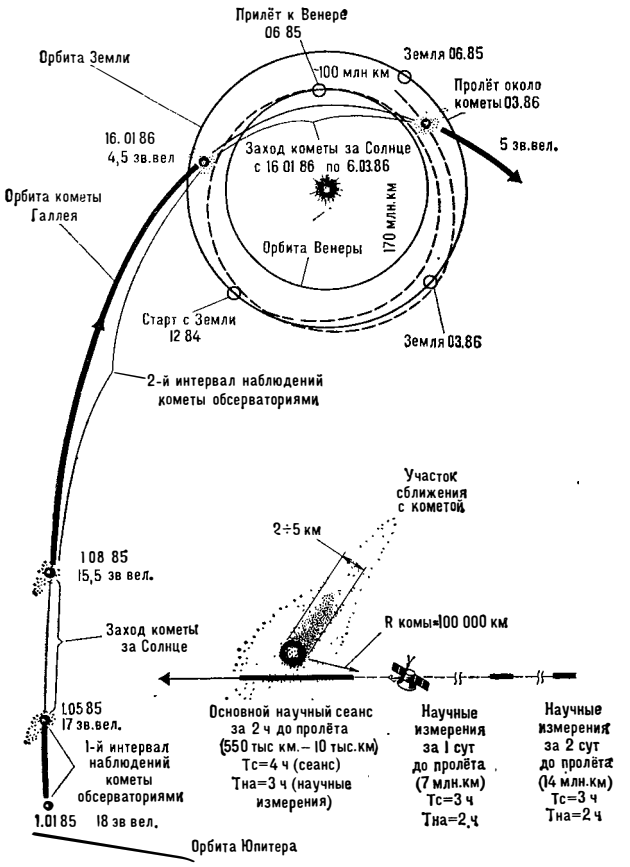


Рис. 3. Общая схема полёта КА «Вега-1», «Вега-2»

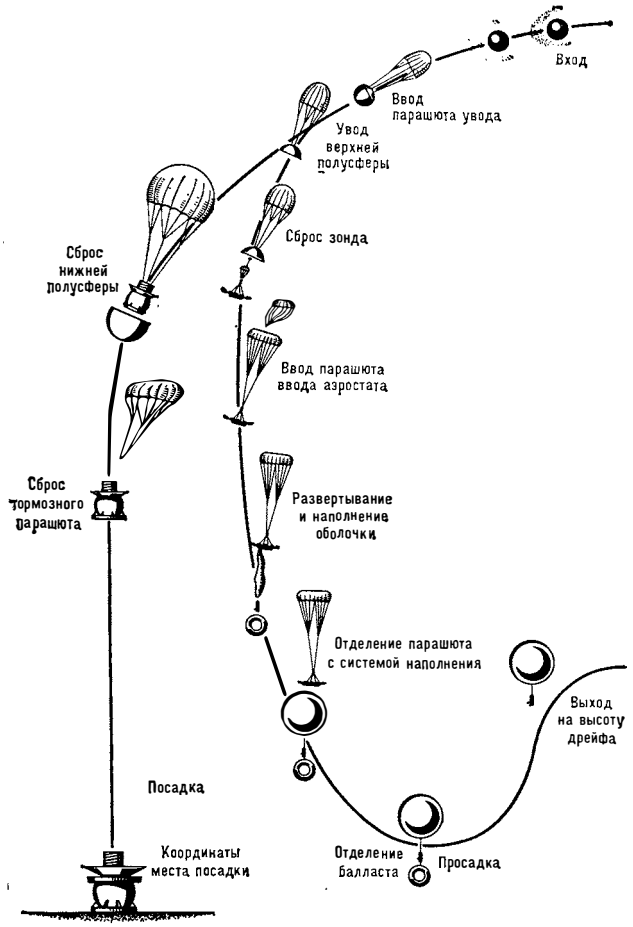


Рис. 5. Схема спуска в атмосфере Венеры спускаемого аппарата КА «Вега-1», «Вега-2»

щих жизненно важные места аппарата, а также науч. аппаратуры и бортовой кабельной сети.

Спускаемый аппарат (СА) представляет собой автономный космич. объект. Он оборудован системами и устройствами, обеспечивающими отделение его от пролётного аппарата (ПА), спуск и мягкую посадку на поверхность Венеры, проведение науч. исследований на всём протяжении спуска и после посадки, а также передачу науч. и служебной информации на ПА для ретрансляции на Землю. Конструктивно СА (рис. 4) выполнен в виде теплозащитной оболочки, внутри к-рой размещены аэростатный зонд и посадочный аппарат. В верхней части посадочного аппарата установлен отсек с парашютами. Теплозащитная оболочка сферической формы диам. 2,4 м разделена на верхнюю и нижнюю полусферы и предназначена для защиты аэростатного зонда и посадочного аппарата от воздействия факторов межпланетного перелёта и от высоких темп-р и давлений при входе аппарата в плотные слои атмосферы Венеры.

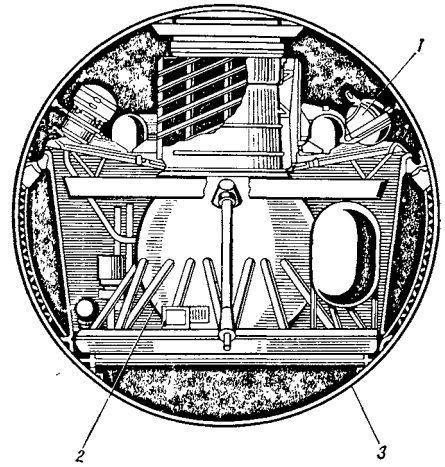


Рис. 4. Спускаемый аппарат КА «Вега-1», «Вега-2»: *1* — аэростатный зонд; *2* — посадочный аппарат; *3* — теплозащитная оболочка

В зависимости от применяемых средств торможения процесс спуска аппарата в атмосфере можно разделить на три этапа: аэродинамич. торможение, парашютный спуск, снижение на тормозном щитке (рис. 5). Этап аэродинамич. торможения начинается с момента входа СА в атмосферу планеты. Тормозной парашют обеспечивает плавное снижение посадочного аппарата в облачном слое Венеры. У нижней границы облачного слоя тормозной парашют отделяется, и дальнейший спуск осуществляется на тормозном щитке. Спуск заканчивается мягкой посадкой на поверхность Венеры. Время спуска в атмосфере ~ 65 мин, время работы на поверхности ~ 15 мин.

Посадочный аппарат (рис. 6) состоит из герметичного приборного контейнера, отсека науч. аппаратуры, антенны, аэродинамич. тормозного щитка и посадочного устройства. В атмосфере производятся следующие исследования: измерение темп-ры, давления, скорости ветра и содержания воды, исследование поглоще-

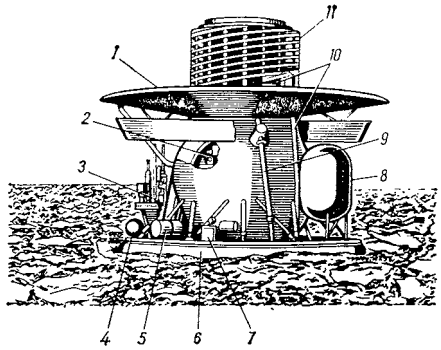


Рис. 6. Посадочный аппарат КА «Вега-1», «Вега-2»: *1* — тормозной щиток; *2* — приборный отсек; *3* — грунтозаборное устройство; *4* — влагомер; *5* — оптический анализатор аэрозолей; *6* — посадочное устройство; *7* — индикатор фазовых переходов; *8* — газовый хроматограф; *9* — ультрафиолетовый спектрометр; *10* — масс-спектрометр; *11* — антенна

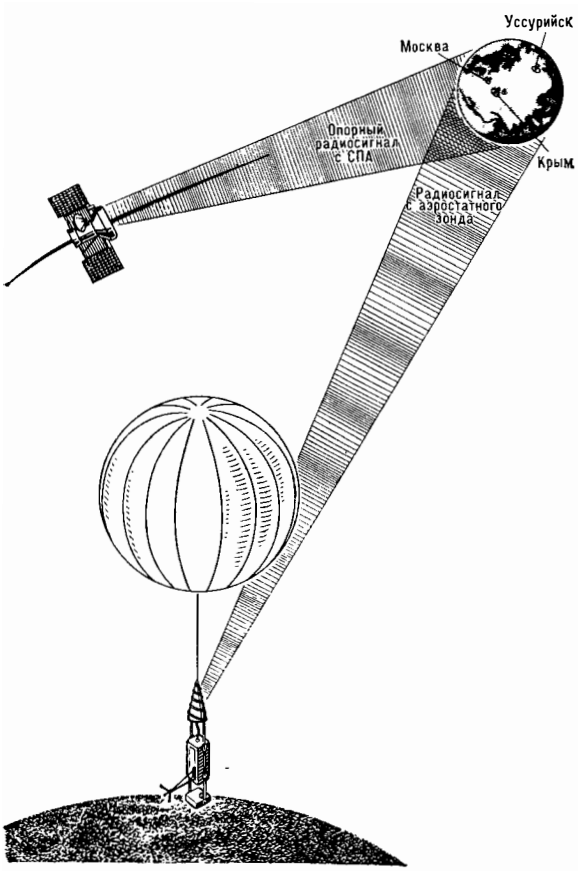


Рис. 7. Аэростатный зонд

ния и рассеяния света, регистрация и анализ количеств. содержания элементарных газов, газовых соединений и нек-рых изотопов. На поверхности проводятся исследования хим. состава грунта, изучение содержания радиоактивных элементов.

Одной из главных задач проекта «Венера — Галлея» является исследование динамики облачного слоя атмосферы Венеры с помощью аэростатного зонда (АЗ), плавающего на высоте 53—55 км. С борта АЗ в течение 24—50 ч должны измеряться параметры окружающей среды. Предполагается, что за это время АЗ пролетит над планетой расстояние, составляющее около четверти её окружности. Последовательность операций ввода в действие представлена на рис. 5. АЗ состоит из двух систем (рис. 7,8): аэростатной, включающей оболочку аэростата (диам. 3,4 м) с полюсами и подвеску (длина фала 12 м), и гондолы, состоящей из метеокомплекта, радиосистемы и блока питания, установленных на несущей конструкции. Гондола с приборами и аппаратурой предназначена для измерения темп-ры, давления атмосферы, вертик. составляющей относит. скорости ветра, плотности облачного слоя, освещённости, обнаружения световых вспышек и передачи научных измерений на Землю.

Для обеспечения приёма науч. информации от АЗ созданы две сети *радиотелескопов*: советская, координируемая Ин-том космич. исследований АН СССР, и международная, координируемая Нац. Центром космич. исследований Франции. Приём и регистрация сигналов

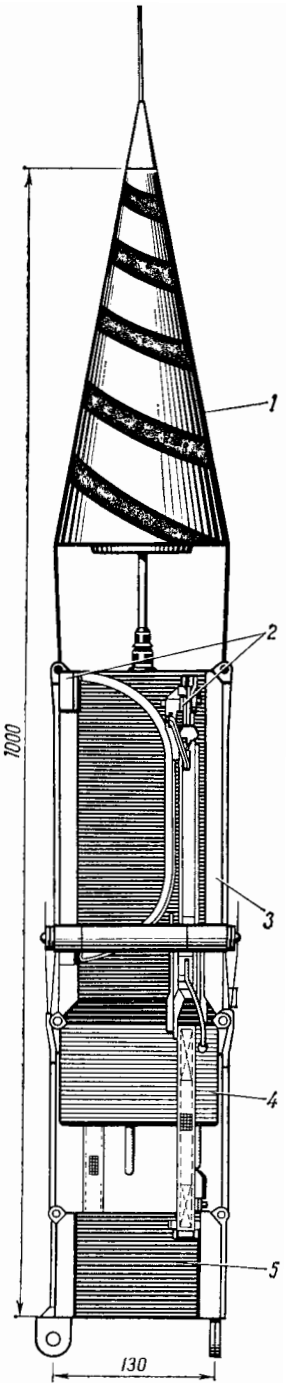


Рис. 8. Гондола аэростатного зонда (масса 6,7 кг): *1* — антенно-фидерное устройство (диаграмма направленности 160°, максимальный коэффициент усиления ~ 1′); *2* — блок научной аппаратуры — датчики температуры (диапазон от 0 до 70 °С), вертикальной составляющей скорости ветра (диапазон ± 2 м/с), давления (диапазон от 20 до 150 кПа), плотности облачного слоя, освещённости и световых вспышек; *3* — блок радиосистемы (длина волны передатчика ~18 см, мощность излучаемого сигнала ~ 5 Вт); *4* — блок метеокомплекса для сбора и обработки информации с датчиков научной аппаратуры; *5* — блок источников питания (электрический заряд 36 кКл)

АЗ осуществляется независимо советской и международной сетями. После этого происходит обмен данными на разл. уровнях обработки для получения глобальной сети, включающей базы, образованные советскими и международными станциями. Совместные базы повысят точность измерений координат и скорости АЗ и обеспечат круглосуточные измерения.

«Венера». Продолжался полёт по орбитам вокруг Венеры КА «Венера-15» и «Венера-16». За 8 мес. с 11 нояб. 1983, когда началась регулярная съёмка, по 10 июля 1984, станции выполнили радиокартографирование сев. полушария Венеры от полюса до 30 ° с. ш. общей пл. 115 млн. км². На Землю передан большой объём науч. информации, позволяющий после соответствующей обработки получить радиолокационные карты поверхности Венеры, построить профили поверхности вдоль трасс полёта спутников и гипсометрич. карту отснятой поверхности.

КА «Венера-15» и «Венера-16» совершали полёт по близким к полярным вытянутым эллиптическим орбитам с максимальным удалением до 65 тыс. км и периодом обращения 24 ч. Съёмка выполнялась в районе перицентра (ширина подспутниковой точки 62°) с высот от 1000 до 2000 км. Она обычно начиналась на широте 80° за северным полюсом Венеры. КА пролетал вблизи полюса и, двигаясь примерно вдоль меридиана, заканчивал съёмку на широте 30—35°. При этом за 16 мин получали радиолокац. изображение поверхности дл. ~ 8 тыс. км и шир. ~ 160 км. К следующему прохождению КА р-на перицентра, через 24 ч, планета поворачивалась на 1,5°, и снималась новая полоса изображения поверхности. Разрешение получаемых изображений 1—2 км при обработке снимка на вычислит. машинах на Земле, и 3—4 км при оперативном получении изображения с борта КА. Отд. полосы объединялись между собой для получения сплошного изображения в определённой картографической проекции.

На рис. 9 приведена радиолокац. панорама сев. полярной области Венеры, полученная из изображений поверхности, переданных КА «Венера-15», «Венера-16». На изображение полярной области нанесена координатная сетка с шагом по параллели ~ 2°. Эта область недоступна радиолокац. наблюдениям с Земли и не была покрыта съёмкой с амер. КА «Пионер-Венера». Она представляет собой местность равнинного типа с высотным уровнем, близким к среднему уровню поверхности Венеры в целом. Поверхность равнины местами осложнена протяжёнными поясами субпараллельных горных гряд и разделяющих их долин, площадными системами линейно-вытянутых гряд, зияющими бороздами-трещинами, скоплениями куполовидных возвышенностей и кратерами. Окрестности сев. полюса Венеры ничем не выделяются и не отличаются от окружающей местности.

На рис. 10 показан фрагмент фотокарты Венеры (область Гор Максвелла), построенной по результатам съёмки КА «Венера-16» в янв. 1984. Общая площадь территории, представленной на рисунке, составляет 2 млн. км². Её центральную часть занимают самые высокие на Венере Горы Максвелла с огромным кратером Патера Клеопатра диам. ~ 100 км. Наиболее высокая область находится к западу от Патеры Клеопатра, где в овале

протяжённостью 400 км с севера на юг и 200 км с запада на восток осреднённые поверхности превышают уровень 10 км. Примерно в середине этого овала в 200 км к западу от Патеры Клеопатра (долгота 3°, широта 66°) находится точка высотой 11,5 км. На западе Горы Максвелла кончаются уступом, к к-рому примыкает Плато Лакшми выс. 4—5 км. С юго-запада Горы Максвелла обрываются ещё более крутым уступом, к к-рому подходит краевая часть Равнины Седны, где высоты уменьшаются с севера на юг от 3 до 1,5 км. В юго-восточном, восточном и северном направлениях от Гор Максвелла местность понижается не столь резко. На крайний север территории заходит небольшой участок обширной околополярной равнины, открытой по результатам съёмок КА «Венера-15», «Венера-16».

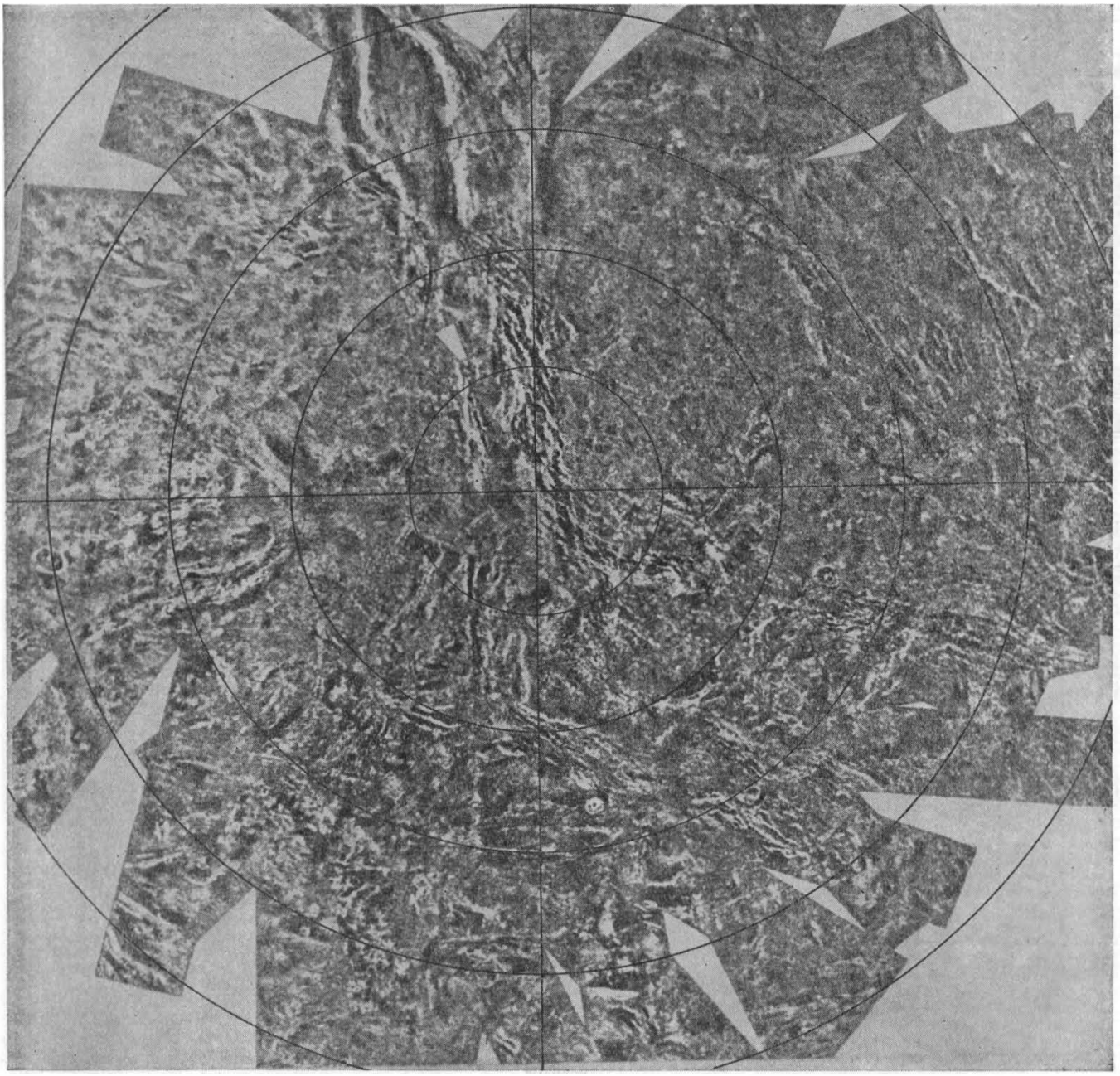


Рис. 9. Северная полярная область Венеры по данным съёмок КА «Венера-15», «Венера-16»

Рис. 10. Фотокарта области Гор Максвелла, построенная по результатам съёмки КА «Венера-16». Линии равных высот следуют с шагом 0,5 км относительно среднего радиуса планеты

Табл. 1 — Запуски космических аппаратов в СССР в 1984

Номер п/п	Дата запуска	Наименование аппарата	Начальные параметры орбиты: высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение орбиты, град.	период обращения, мин
	Январь					
1	5	«Космос-1522 — 1529»*	1449	1510	74	115
2	11	«Космос-1530»	206	391	72,8	90,1
3	11	«Космос-1531»	994	1023	82,9	105
4	13	«Космос-1532»	178	382	67,2	89,8
5	26	«Космос-1533»	235	382	70,4	90,4
6	26	«Космос-1534»	470	519	65,8	94,5
	Февраль					
7	2	«Космос-1535»	974	1029	83	105
8	8	«Космос-1536»	648	679	82,5	97,8
9	8	«Союз Т-10»**	226	274	51,6	89,4
10	15	«Радуга»	25950	35950	1,3	1440
11	16	«Космос-1537»	220	317	82,4	89,5
12	21	«Прогресс-19»	192	261	51,6	88,7
13	21	«Космос-1538»	781	820	74	100,8
14	28	«Космос-1539»	179	369	67,1	89,6
	Март					
15	2	«Космос-1540»	36000	36000	1,4	1445
16	6	«Космос-1541»	584	39424	62,9	710
17	7	«Космос-1542»	236	373	70,4	90,3
18	10	«Космос-1543»	224	416	62,8	90,6
19	15	«Космос-1544»	649	677	82,5	97,8
20	16	«Экран»	35530	35530	0,1	1423
21	17	«Молния-1»	646	40579	62,9	735
22	21	«Космос-1545»	208	396	72,9	90,2
23	29	«Космос-1546»	36029	36029	1,3	1448
	Апрель					
24	3	«Союз Т-11»	202	240	51,6	88,6
25	4	«Космос-1547»	615	39340	62,8	709
26	10	«Космос-1548»	177	359	67,1	89,5
27	15	«Прогресс-20»	192	277	51,6	88,9
28	19	«Космос-1549»	208	394	72,9	90,2
29	22	«Горизонт»	36320	36320	11,4	1463
	Май					
30	8	«Прогресс-21»	193	264	51,6	88,7
31	11	«Космос-1550»	993	1025	83	105
32	11	«Космос-1551»	209	305	72,0	89,3
33	14	«Космос-1552»	191	344	64,9	89,6
34	17	«Космос-1553»	977	1020	82,9	104,8
35	19	«Космос-1554—1556»*	19125	19125	64,8	676
36	22	«Космос-1557»	221	276	82,3	89,2
37	25	«Космос-1558»	178	318	67,2	89,1
38	28	«Прогресс-22»	194	261	51,6	88,8
39	29	«Космос-1559—1566»*	1444	1512	74	115
40	30	«Космос-1567»	428	462	65	93,3
	Июнь					
41	1	«Космос-1568»	209	396	72,8	90,2
42	6	«Космос-1569»	614	40165	62,8	710
43	8	«Космос-1570»	792	830	74	100,9
44	11	«Космос-1571»	218	398	70	90,4
45	15	«Космос-1572»	227	297	82,4	89,4
46	19	«Космос-1573»	209	317	72,9	89,4
47	21	«Космос-1574»	985	1021	83	105
48	22	«Радуга»	35100	35100	1,3	1397
49	22	«Космос-1575»	231	292	82,3	89,4
50	26	«Космос-1576»	180	376	67,1	89,7
51	27	«Космос-1577»	974	1023	83	104,9
52	28	«Космос-1578»	296	1673	50,7	105
53	29	«Космос-1579»	257	281	65	89,6
54	29	«Космос-1580»	249	367	62,8	90,4
	Июль					
55	4	«Космос-1581»	614	40165	62,8	710
56	5	«Метеор-2»	954	974	82,5	104
57	18	«Союз Т-12»**	282	309	51,6	90,2
58	19	«Космос-1582»	227	308	82,4	89,5
59	24	«Космос-1583»	209	388	72,9	90,1
60	27	«Космос-1584»	193	268	82,4	88,8
61	31	«Космос-1585»	181	324	64,8	89,3
	Август					
62	2	«Горизонт»	35785	35785	1,5	1435
63	2	«Космос-1586»	614	40165	62,8	710
64	6	«Космос-1587»	209	394	72,9	90,2
65	8	«Космос-1588»	438	457	65	93,3
66	8	«Космос-1589»	500	1523	82,6	116
67	10	«Молния-1»	479	40772	62,7	735
68	14	«Прогресс-23»	194	267	51,6	88,8
69	16	«Космос-1590»	221	293	82,4	89,3
70	24	«Молния-1»	467	40877	62,8	737
71	24	«Экран»	35580	35580	0,4	1425
72	30	«Космос-1591»	220	300	32,3	89,4
	Сентябрь					
73	4	«Космос-1592»	209	380	72,9	90
74	4	«Космос-1593—1595»*	19141	19141	64,7	676
75	7	«Космос-1596»	613	39342	62,8	709
76	13	«Космос-1597»	219	272	82,3	89,1
77	13	«Космос-1598»	987	1029	83	105,2
78	25	«Космос-1599»	179	275	67,2	88,7
79	27	«Космос-1600»	215	404	70	90,4
80	27	«Космос-1601»	477	521	85,8	94,5
81	28	«Космос-1602»	648	680	82,5	97,8
82	28	«Космос-1603»	852	877	71,2	102,2
	Октябрь					
83	4	«Космос-1604»	613	39342	62,8	709
84	11	«Космос-1605»	969	1031	82,9	104,9
85	18	«Космос-1606»	649	678	82,5	97,7
86	31	«Космос-1607»	256	280	65	89,6
	Ноябрь					
87	14	«Космос-1608»	205	275	70	89
88	14	«Космос-1609»	208	385	73	90
89	15	«Космос-1610»	987	1027	83	105
90	21	«Космос-1611»	181	326	64,8	89,3
91	27	«Космос-1612»	130	1231	82,6	98,1
92	29	«Космос-1613»	209	382	72,8	90
	Декабрь					
93	14	«Молния-1»	461	40900	62,8	737
94	15	«Вега-1»	—	—	—	—
95	19	«Космос-1614»	—	—	—	—
96	20	«Космос-1615»	437	501	65,9	93,9
97	21	«Вега-2»	—	—	—	—

* ИСЗ выведены на орбиту одной РН.
** Параметры орбиты КК после коррекции.

Л. А. Лебедев.

БИОГРАФИЧЕСКИЕ СТАТЬИ

Ниже помещены биографические статьи о космонавтах, совершивших в 1984 свой первый полёт в космос (О. Ю. Атьков, И. П. Волк, В. А. Соловьёв, Р. Шарма), и дополнения к биографическим статьям о космонавтах, которые раньше участвовали в космических полётах (Л. Д. Кизим — см. стр. 160, Ю. В. Малышев — см. стр. 231, Г. М. Стрекалов — см. стр. 386)

АТЬКО́В Олег Юрьевич (р. 1949) — космонавт СССР, Герой Советского Союза (1984), лётчик-космонавт СССР (1984), канд. медицинских наук (1978). Чл. КПСС с 1977. После окончания в 1973 1-го Московского медицинского института работает во Всесоюзном кардиологич. науч. центре АМН СССР. К космич. полётам начал готовиться с 1977. 8 февр.— 2 окт. 1984 совм. с Л. Д. *Кизимом* и В. А. Соловьёвым совершил полёт на КК «Союз Т-10» и на орбит. станции «Салют-7» (в качестве космонавта-исследователя). Во время полёта к орбит. станции пристыковывались КК «Союз Т-11» (экипаж Ю. В. *Малышев*, Г. М. *Стрекалов*, Р. Шарма), «Союз Т-12» (экипаж В. А. *Джанибеков*, С. Е. *Савицкая*, И. П. Волк), грузовые трансп. КА «Прогресс-19» — «Прогресс-23». Возвратился на Землю на КК «Союз Т-11». Время полёта 236 сут 22 ч 49 мин. Награждён орденом Ленина, инд. орденом «Кирти Чакра».

О. Ю. Атьков

И. П. Волк

В. А. Соловьёв

Р. Шарма

ВОЛК Игорь Петрович (р. 1937) — космонавт СССР, Герой Сов. Союза (1984), лётчик-космонавт СССР (1984), засл. лётчик-испытатель СССР (1983). Чл. КПСС с 1964. В 1956 окончил воен. авиац. уч-ще лётчиков, в 1965 — школу лётчиков-испытателей, в 1969 — МАИ им. С. Орджоникидзе. С 1963 занимается испытательской работой. К космич. полётам начал готовиться с 1978. 17—29 июля 1984 совм. с В. А. *Джанибековым* и С. Е. *Савицкой* совершил полёт (в качестве космонавта-исследователя) на КК «Союз Т-12» и на орбит. станции «Салют-7» (осн. экипаж Л. Д. *Кизим*, В. А. Соловьёв, О. Ю. Атьков) с пристыков. к ней КК «Союз Т-11». Время полёта 11 сут 19 ч 14 мин 36 с. Награждён орденами Ленина, Труд. Кр. Знамени и медалями.

КИЗИ́М Леонид Денисович (р. 1941) — космонавт СССР, полковник, дважды Герой Сов. Союза (1980, 1984), лётчик-космонавт СССР (1980). 8 февр.— 2 окт. 1984 совм. с В. А. Соловьёвым и О. Ю. Атьковым совершил полёт на КК «Союз Т-10» и на орбит. станции «Салют-7» (в качестве командира). Во время полёта к орбит. станции пристыковывались КК «Союз Т-11» (экипаж Ю. В. *Малышев*, Г. М. *Стрекалов*, Р. Шарма), «Союз Т-12» (экипаж В. А. *Джанибеков*, С. Е. *Савицкая*, И. П. Волк), грузовые трансп. КА «Прогресс-19» — «Прогресс-23». Возвратился на Землю на КК «Союз Т-11». Время полёта 236 сут 22 ч 49 мин. За два рейса в космос налетал 249 сут 17 ч 56 мин 42 с. Награждён 2 орденами Ленина, инд. орденом «Кирти Чакра» и медалями.

МА́ЛЫШЕВ Юрий Васильевич (р. 1941) — космонавт СССР, полковник, дважды Герой Сов. Союза (1980, 1984), лётчик-космонавт СССР (1980). 3—11 апр. 1984 совм. с Г. М. *Стрекаловым* и Р. Шармой совершил полёт на КК «Союз Т-11» (в качестве командира) и на орбит. станции «Салют-7» (осн. экипаж Л. Д. *Кизим*, В. А. Соловьёв, О. Ю. Атьков) с пристыков. к ней КК «Союз Т-10». Возвратился на Землю на КК «Союз Т-10». Полёт продолжался 7 сут 21 ч 40 мин. За два рейса в космос налетал 10 сут 43 ч 59 мин 30 с. Награждён 2 орденами Ленина, инд. орденом «Кирти Чакра» и медалями.

СОЛОВЬЁВ Владимир Алексеевич (р. 1946) — космонавт СССР, Герой Сов. Союза (1984), лётчик-космонавт СССР (1984). Чл. КПСС с 1977. В 1970 окончил МВТУ им. Н. Э. Баумана. С 1970 работает в КБ. С 1978 в отряде космонавтов. 8 февр.— 2 окт. 1984 совм. с Л. Д. *Кизимом* и О. Ю. Атьковым совершил полёт на КК «Союз Т-10» и на орбит. станции «Салют-7» (в качестве бортинженера). Во время полёта к орбит. станции пристыковывались КК «Союз Т-11» (экипаж Ю. В. *Малышев*, Г. М. *Стрекалов*, Р. Шарма), «Союз Т-12» (экипаж В. А. *Джанибеков*, С. Е. *Савицкая*, И. П. Волк), грузовые трансп. КА «Прогресс-19» — «Прогресс-23». Возвратился на Землю на КК «Союз Т-11». Время полёта 236 сут 22 ч 49 мин. Награждён орденом Ленина, франц. орденом Почётного легиона, инд. орденом «Кирти Чакра».

СТРЕКА́ЛОВ Геннадий Михайлович (р. 1940) — космонавт СССР, дважды Герой Сов. Союза (1980, 1984), лётчик-космонавт СССР (1980). 3 — 11 апр. 1984 совм. с Ю. В. *Малышевым* и Р. Шармой совершил полёт на КК «Союз Т-11» (в качестве бортинженера) и на орбит. станции «Салют-7» (осн. экипаж Л. Д. *Кизим*, В. А. Соловьёв, О. Ю. Атьков) с пристыков. к ней КК «Союз Т-10». Возвратился на Землю на КК «Союз Т-10». Полёт продолжался 7 сут 21 ч 40 мин. За три рейса в космос налетал 21 сут 41 ч 5 мин 30 с. Награждён 3 орденами Ленина, инд. орденом «Кирти Чакра».

ША́РМА Ракеш (р. 1949) — космонавт Индии, майор. Окончил Нац. академию обороны. Служил в инд. ВВС, принимал участие в испытаниях самолётов разных типов. С 1982 в Центре подготовки космонавтов им. Ю. А. Гагарина, где прошёл полный курс подготовки к космич. полётам. 3—11 апр. 1984 совм. с Ю. В. *Малышевым* и Г. М. *Стрекаловым* совершил полёт на КК «Союз Т-11» (в качестве космонавта-исследователя) и на орбит. станции «Салют-7» (осн. экипаж Л. Д. *Кизим*, В. А. Соловьёв, О. Ю. Атьков) с пристыков. к ней КК «Союз Т-10». Возвратился на Землю на КК «Союз Т-10». Полёт продолжался 7 сут 21 ч 40 мин. Ш. присвоено звание Героя Сов. Союза (1984). Награждён орденом «Кирти Чакра» и орденом Ленина.

КОСМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ, ВЫПОЛНЕННЫЕ ЗА РУБЕЖОМ в 1984 году

МНОГОРАЗОВЫЕ ТРАНСПОРТНЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ КОРАБЛИ «СПЕЙС ШАТТЛ»

Космическая программа США всё в большей степени ориентируется на решение вонных задач. На это указывает в первую очередь распределение ассигнований на космос. Напр., в 1985 финансовом году (начался с 1 октября 1984) эти ассигнования составили по линии гражданской организации НАСА 7,15 млрд. долларов, а по линии Мин-ва обороны — 12 млрд. долларов, не считая примерно 1 млрд. долларов на т. н. «звёздные войны». Значительная роль в обеспечении решения военных задач в космосе отводится МТКК «*Спейс шаттл*».

Начиная с 1984 финансового года (1 окт. 1983 — 30 сент. 1984) в США принято обозначать полёты МТКК «Спейс шаттл» двумя цифрами и буквой. Первая цифра означает финансовый год (напр., для обозначения 1984 финансового года используется цифра 4). Вторая цифра указывает космодром, с к-рого произведён запуск: 1 — космодром на мысе Канаверал, 2 — космодром на базе ВВС Ванденберг, к-рый должен войти в эксплуатацию в нач. 1986. Буква соответствует порядковому номеру полёта в данном финансовом году. Если полёт переносится, то его обозначение сохраняется, если отменяется — его обозначение никакому другому полёту не присваивается. На 1984 календарный год были запланированы полёты 41B, 41C, 41D, 41E, 41F, 41G, 41H, 51A, 51B и 51C, а состоялись лишь полёты 41B, 41C, 41D, 41G и 51A (параметры «рабочей» орбиты при этих полётах указаны в табл. 2). Таким образом, из десяти намеченных полётов осуществлены только пять, а остальные отменены (41E, 41F и 41H) или отложены на 1985 (51B и 51C) вследствие технич. неполадок на МТКК или неготовности полезных нагрузок. В числе полезных нагрузок, выведенных на орбиты в МТКК в 1984 , два спутника связи воен. назначения. Перенесённый на 1985 полёт 51C предусматривал вывод на орбиту разведыват. спутника и в связи с этим подготавливался в обстановке чрезвычайной секретности.

Полёт 41B осуществлён с 3 по 11 февраля. Его длительность 7 сут 23 ч 15 мин 59 с. МТКК стартовал с мыса Канаверал в 13 ч 00 мин по Гринвичу. Орбит. ступень «Челленджер» впервые совершила посадку на специально предназнач. для этой цели полосу дл. 4,5 км и шир. 90 м на мысе Канаверал близ стартового комплекса. Экипаж: В. Бранд (командир), Р. Гибсон (пилот), Р. Мак-Нэр, Б. Мак-Кандлесс и Р. Стюарт (специалисты по операциям на орбите). Кроме Бранда, члены экипажа опыта космических полётов не имели.

Осн. задачи полёта 41B — вывод на орбиту ИСЗ связи «Уэстар-6» и «Палапа B-2» с использованием межорбит. буксиров, отработка операций по захвату и ремонту на орбите спутника «СММ» (SMM, сокр. от Solar Maximum Mission — полёт в период максимальной солнечной активности), а также проведение ряда науч. исследований и технич. экспериментов, в частности изучение воздействия невесомости на крыс, поражённых артритом; получение латексных шариков; проведение технологич. экспериментов в изотермической электрической печи и в установке для бесконтейнерной обработки материалов с акустическим устройством левитации; исследования с помощью приборов на западногерманском ИСЗ «СПАС-1А» (SPAS-1A, сокр. от Shuttle Pallet Satellite — спутник-платформа, рассчитанный на размещение на МТКК «Спейс шаттл»), не отделяющемся от орбит. ступени МТКК.

Ремонт на орбите ИСЗ «СММ» планировался при полёте 41C. Предстояло обеспечить сближение орбит. ступени с ИСЗ, после чего один из космонавтов, оснащённый индивидуальной ранцевой двигат. установкой ММУ (MMU — сокр. от Manned Manoeuvering Unit — установка, обеспечивающая маневрирование человека), преодолевает расстояние между ступенью и ИСЗ, пристыковывается

к вращающемуся ИСЗ и с помощью микродвигателей установки ММУ ликвидирует его вращение относительно продольной оси. Спутник был закручен для стабилизации вследствие выхода из строя электронного блока в системе ориентации по трём осям. Стабилизиров. ИСЗ захватывается дистанц. манипулятором за спец. держатель и втягивается в отсек полезной нагрузки (ОПН), где космонавты, поочерёдно стоя на рабочей платформе, заменяют неисправные блоки в системе ориентации ИСЗ и в одном из установл. на ИСЗ науч. приборов. При полёте 41В предусматривались след. операции с целью отработки сближения с ИСЗ «СММ», его захвата и ремонта:

1) отделение от орбит. ступени надувного спутника и использование его в качестве мишени для бортового радиолокатора, обеспечивающего сближение и встречу на орбите:

2) манёвры космонавтов Мак-Кандлесса и Стюарта в открытом космосе с использованием установки ММУ. Масса установки 154 кг. Она снабжена 24 микродвигателями тягой по 7,7 Н, работающими на сжатом азоте. Управление движением и ориентацией осуществляет сам космонавт с помощью спец. ручек. Запас сжатого азота (~12 кг) обеспечивает общее приращение скорости 20 м/с. При умеренном маневрировании со ср. скоростью 0,3—0,6 м/с запаса азота должно хватать на 4 ч;

3) стыковка с неподвижной мишенью в ОПН орбит. ступени и стыковка с мишенью на вращающемся ИСЗ «СПАС-1А», вынесенном из ОПН дистанц. манипулятором. При экспериментах по стыковке космонавт, снабжённый установкой ММУ, использует спец. стыковочное устройство, рассчитанное на пристыковку к штырю на спутнике «СММ»;

4) имитация замены электронного блока на ИСЗ «СММ». Макет блока смонтирован на ИСЗ «СПАС-1А»;

5) опробование рабочей платформы, к-рая подаётся манипулятором к месту проведения ремонтных операций.

Задачи полёта 41В удалось выполнить лишь частично. ИСЗ «Уэстар-6» и «Палапа В-2» с пристыкованными к ним твердотопливными буксирами отделились от ступени «Челленджер» соответственно 3 и 4 февр., однако перевести ИСЗ на расчётные переходные орбиты с выс. апогея ~36 000 км не удалось из-за аварии двигателей обоих буксиров. ИСЗ оказались на нерасчётных низких орбитах, на к-рых их эксплуатация была невозможна. Надувной спутник-мишень при наполнении газом лопнул. Из-за неисправности одного из элементов дистанц. манипулятора не удалось осуществить эксперименты по стыковке с мишенью на вращающемся ИСЗ «СПАС-01», вынесенном дистанц. манипулятором.

Космонавты Мак-Кандлесс и Стюарт 7 и 9 февр. совершили выходы в открытый космос длительностью примерно по 6 ч. Используя установку ММУ, космонавты совершили неск. автономных полётов и удалялись от орбитальной ступени на расстояние до 97,5 м.

Полёт 41С осуществлён с 6 по 13 апреля. Его продолжительность 6 сут 23 ч 40 мин 54 с. МТКК стартовал с мыса Канаверал в 13 ч 58 мин по Гринвичу. Орбит. ступень «Челленджер» должна была совершить посадку на мысе Канаверал, но по метеорологич. условиям посадка была перенесена на базу ВВС Эдуардс (на грунтовой полосе). Экипаж: Р. Криппен (командир), Ф. Скоби (пилот), Дж. Нельсон, Дж. Ван Хофтен и Т. Харт (специалисты по операциям на орбите). Кроме Криппена, члены экипажа опыта космич. полётов не имели.

Осн. задачи полёта 41С — вывод на орбиту многоразового ИСЗ «ЛДЭФ-1» и ремонт на орбите ИСЗ «СММ». На борту орбит. ступени был также контейнер с пчёлами (примерно 3300 особей, включая матку и рабочих пчёл). Предполагалось исследовать, будут ли соты, построенные пчёлами в условиях невесомости, иметь такую же правильную геометрич. форму, как соты, созданные в условиях земного тяготения.

7 апр. ИСЗ «ЛДЭФ-1» с помощью дистанц. манипулятора был извлечён из ОПН и размещён на орбите с обеспечением требуемой ориентации. 8 апр. орбит. ступень «Челленджер» в результате ряда манёвров приблизилась к ИСЗ «СММ» на 60 м. Расчётная последовательность операций при захвате этого ИСЗ описывалась выше. Космонавты Нельсон и Ван Хофтен вышли в открытый космос (в ОПН). Нельсон, используя установку ММУ, сблизился с ИСЗ и трижды пытался к нему пристыковаться, что было необходимо для остановки вращения ИСЗ относительно продольной оси. Все попытки были неудачными (как выяснилось впоследствии, из-за неучтённой шпильки, к-рая зацеплялась за край стыковочного устройства). Нельсон попробовал ликвидировать вращение ИСЗ, схватившись за панель СБ, но это привело лишь к тому, что началось вращение ИСЗ и относительно поперечных осей. В связи с израсходованием большого кол-ва азота в установке ММУ Нельсон возвратился в ОПН и больше попыток стыковки космонавта с ИСЗ не предпринималось. Ещё до возвращения Нельсона и Ван Хофтена из ОПН в помещение для экипажа были произведены неск. безуспешных попыток захватить держатель на дестабилизиров. спутнике дистанц. манипулятором.

В течение дня 9 апр. ИСЗ «СММ» удалось стабилизировать по командам с Земли, используя магнитную систему ориентации этого ИСЗ. 10 апр. стабилизиров. ИСЗ был захвачен манипулятором за держатель и втянут в ОПН. 11 апр. Нельсон и Ван Хофтен совершили второй выход в открытый космос, длившийся 7 ч 18 мин, и провели ремонтные операции. Была восстановлена работа трёхосной системы ориентации ИСЗ, обеспечивающей наведение приборов на отд. области Солнца, восстановлена работоспособность коронографа-поляриметра. 12 апр. ИСЗ «СММ» был отпущен в автономный полёт и стал передавать науч. информацию о Солнце. Полёт 41С характеризовался след. показателями: спутник «ЛДЭФ-1», выведенный в автономный полёт, имел массу 9,7 т; наибольшая высота орбиты 498 км; макс. длительность выхода в открытый космос 7 ч 18 мин.

Полёт 41D осуществлён с 30 августа по 5 сентября. Его продолжительность 6 сут 56 мин. МТКК стартовал с мыса Канаверал в 12 ч 41 мин 54 с по Гринвичу. При этом полёте в составе МТКК «Спейс шаттл» впервые использовался третий лётный образец орбит. ступени «Дискавери». Масса этой ступени на 0,75 т меньше, чем ступени «Челленджер». Ступень «Дискавери» совершила посадку на грунтовую полосу на базе ВВС Эдуардс. При первом полёте каждого нового образца ступени предусматривается посадка на базе Эдуардс, где полоса имеет бо́льшую длину, чем на мысе Канаверал, поскольку до полёта аэродинамич. характеристики ступени нельзя определить с достаточной точностью. Экипаж: Г. Хартсфилд (командир), М. Коутс (пилот), Джудит Резник, С. Хаули и Р. Муллейн (специалисты по операциям на орбите). На борту находился также космонавт-экспериментатор, сотрудник фирмы «Мак-Доннелл-Дуглас» (McDonnell Douglas) Ч. Уокер. В его обязанности входило обслуживание в полёте установки для электрофореза, принадлежащей этой фирме. Экспериментаторы не являются членами отряда космонавтов НАСА и проходят подготовку по весьма сокр. программе. Кроме Хартсфилда, участники полёта 41D опыта космич. полётов не имели.

Осн. задачи полёта 41D — лётные испытания ступени «Дискавери», вывод на орбиту спутников связи «Лисат-2», «СБС-4» и «Телстар-3» № 3 (последние два спутника используют межорбит. буксиры), получение гормона в установке для электрофореза, испытание системы развёртывания крупногабаритной (дл. 31 м) панели СБ, технологич. эксперименты в условиях микрогравитации и съёмка с использованием спец. кинокамеры. Стартовая масса МТКК при этом полёте 2050 т, масса орбит. ступени 112 т, в т. ч. масса полезной нагрузки 21,5 т.

Запуск МТКК удался только с третьей попытки. При первой (25 июня) запуск отменили за 9 мин до расчётного момента старта из-за неисправности одной из бортовых вычислит. машин. При второй попытке (26 июня) из-за неисправности клапана произошло аварийное выключение водородно-кислородных двигателей орбит. ступени (это случилось за считанные секунды до включения твердотопливных ускорителей).

Спутники «СБС-4», «Лисат-2» и «Телстар-3» № 3 отделились от орбит. ступени «Дискавери» соответственно 30 авг., 31 авг. и 1 сент. и были переведены на стационарную орбиту. Эксперименты по развёртыванию панели СБ в основном осуществляла Резник — вторая американская женщина-космонавт. Гормон, полученный в установке для электрофореза, оказался заражённым бактериальными эндотоксинами, очевидно вследствие недостаточно эффективной предполётной стерилизации. В полёте на корпусе ступени «Дискавери» образовались два ледяных нароста, к-рые при входе ступени в атмосферу из-за нагрева могли отвалиться и повредить плиточную теплозащиту ступени. Эти наросты удалось сбить с помощью дистанц. манипулятора.

Полёт 41G осуществлён с 5 по 13 октября. Его продолжительность 8 сут 5 ч 24 мин. МТКК стартовал с мыса Канаверал в 11 ч 03 мин по Гринвичу. Орбит. ступень «Челленджер» совершила посадку также на мысе Канаверал. Экипаж: Р. Криппен (командир), Дж. Макбрайд (пилот), Д. Листма, Салли Райд и Кэтрин Салливан (специалисты по операциям на орбите). На борту находились также два космонавта-экспериментатора: канадец М. Гарно и американец П. Скалли-Пауэр. Первый проводил комплекс научно-технич. экспериментов по программе канадского Нац. к-та по науч. исследованиям, второй (океанограф по специальности) осуществлял наблюдения с помощью радиолокатора бокового обзора с синтезиров. апертурой. Т. о. на борту космич. корабля находились семь космонавтов, в т. ч. две женщины (Салли Райд и Кэтрин Салливан — первая американка, совершившая выход в открытый космос). Кроме Криппена и Райд,

никто из участников полёта 41G опыта космич. полётов не имел.

Одна из задач полёта 41G — вывод на орбиту науч. спутника «ЕРБС», а также проведение исследований океана и суши с помощью радиолокатора бокового обзора, съёмка Земли с помощью широкоформатной камеры, регистрация концентрации окиси углерода в атмосфере и др. исследования и эксперименты, в частности эксперименты с имитацией дозаправки гидразином находящегося на орбите спутника. Этот эксперимент предусматривал выход в открытый космос (в ОПН) космонавтов Салливан и Листмы. Выход (11 окт.) продолжался 3 ч 36 мин. Из-за технич. неполадок программа наблюдений с помощью радиолокатора бокового обзора была выполнена лишь частично.

Полёт 51А осуществлён с 8 по 16 ноября. Его продолжительность 7 сут 23 ч 45 мин. МТКК стартовал с мыса Канаверал в 12 ч 15 мин по Гринвичу. Орбит. ступень «Дискавери» совершила посадку на мысе Канаверал. Экипаж: Ф. Хаук (командир), Д. Уокер (пилот), Дж. Аллен, Д. Гарднер и Анна Фишер (специалисты по операциям на орбите). Уокер и Фишер участвовали в космич. полёте впервые.

Перед экипажем была поставлена задача: возвращение на Землю ИСЗ «Уэстар-6» и «Палапа В-2», к-рые в нач. 1984 при полёте 41В вышли на нерасчётные орбиты. Их решили возвратить на Землю и после восстановит. ремонта повторно вывести на орбиту, что согласно расчётам потребовало бы существенно меньших затрат, чем изготовление и вывод на орбиту новых спутников. Сложность задачи заключалась в том, что эти спутники не были рассчитаны на возвращение и не снабжались держателем для захвата манипулятором (в отличие, напр., от спутника «СММ»). Поэтому пришлось разработать сложную процедуру, предусматривающую стыковку с ИСЗ космонавта, оснащённого установкой ММУ (стыковочное устройство входит в сопло двигателя ИСЗ), стабилизацию вращающегося ИСЗ, монтаж на нём держателя, захват этого держателя манипулятором и монтаж на сопле двигателя ИСЗ крепёжного кольца для фиксации ИСЗ на спец. платформе в ОПН для возвращения на Землю. Этот комплекс операций должен был производиться сначала с ИСЗ «Палапа В-2», а затем с ИСЗ «Уэстар-6». В задачи полёта 51А входили также вывод на орбиту спутников связи «Аник-D» № 2 и «Лисат-1» и технологич. эксперименты в условиях микрогравитации.

ИСЗ «Аник-D» № 2 с межорбит. буксиром отделился от орбит. ступени «Дискавери» 9 нояб., ИСЗ «Лисат-1» — 10 нояб. Оба ИСЗ были переведены на стационарную орбиту. Для сближения с ИСЗ «Палапа В-2», а затем с ИСЗ «Уэстар-6» потребовалось в общей сложности свыше 40 коррекций орбиты орбит. ступени «Дискавери». 12 нояб. Аллен и Гарднер совершили 6-часовой выход в открытый космос и обеспечили захват ИСЗ «Палапа В-2» и размещение его на платформе в ОПН. Технич. неполадки не позволили использовать для удержания ИСЗ манипулятор, и Аллен в течение 90 мин, укрепив ноги в фиксаторах ОПН, удерживал ИСЗ вручную, пока Гарднер устанавливал на сопле двигателя ИСЗ крепёжное кольцо. 14 нояб. Аллен и Гарднер совершили второй 6-часовой выход в открытый космос для захвата ИСЗ «Уэстар-6». При этом производилась примерно та же процедура, только от использования манипулятора для удержания ИСЗ заранее отказались, а Аллен, удерживавший спутник, находился не в ОПН, а на рабочей платформе, вынесенной манипулятором.

ИСКУССТВЕННЫЕ СПУТНИКИ ЗЕМЛИ

В 1984 за рубежом выведены на орбиты 45 ИСЗ (табл. 2), в т. ч. 28 американских (один «ЛДЭФ», один «ЕРБС», один «ЧКЭ», два «Лисат», один «Уэстар», один «Гэлакси», один «Телстар», один «СБС», два «Спейснет», один «НОАА», один «Нова», два «Навстар», один «Лэндсат» и 12 ИСЗ Мин-ва обороны), один канадский («Аник-D» № 2), три японских («Экзос-С», «Юри-2А» и «Химавари-3»), три китайских (в т. ч. два экспериментальных связных ИСЗ), один индонезийский («Палапа В-2»), два английских («Уосат В» и «УКС»), один западногерманский («ИРМ»), один французский («Телеком-1А»), два международной организации «ИТСО» («Интелсат-5Н» и «Интелсат-51»), один международной организации «Инмарсат» («Маркекс В-2»), один европейской организации «Евтелсат» («ЕКС-2») и один НАТО («НАТО-3D»). В качестве носителей этих ИСЗ использовались МТКК «Спейс шаттл», американские одноразовые РН, западноевропейские РН «Ариан-1» и «Ариан-3», а также японские и китайские РН для вывода на орбиты отечеств. спутников.

«ЛДЭФ-1» (LDEF, сокр. от Long Duration Exposure Facility — платформа для длительной экспозиции). Этот многоразовый ИСЗ, созданный Н.-и. центром Р. Годдарда (НАСА), представляет собой платформу для размещения полезных нагрузок, в основном служащих для исследования воздействия длительного пребывания в космич. полёте на материалы, биологич. объекты и пр. ИСЗ (рис. 11)

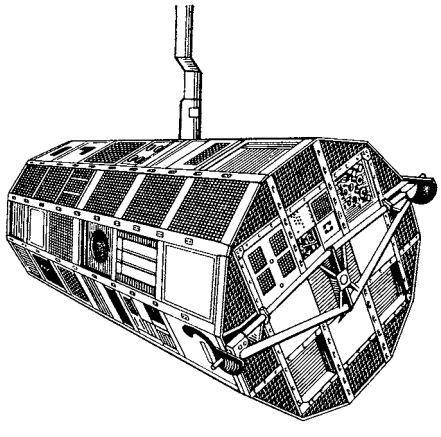


Рис. 11. ИСЗ «ЛДЭФ-1»

имеет форму многогранной прямоугольной призмы дл. 9,1 м с поперечным размером 4,3 м. Каркас ИСЗ изготовлен из алюм. сплава. На каркасе смонтировано 86 ячеек («подносов») для размещения полезных нагрузок, каждая из к-рых может занимать часть ячейки, целую ячейку или неск. ячеек. Дл. каждой ячейки 1,27 м, шир. 0,97 м, глуб. 7,5; 15,2 или 30,5 см. Масса ИСЗ, выведенного на орбиту в МТКК «Спейс шаттл» при полёте 41С, составляла 9,7 т, в т. ч. масса установленных на ИСЗ полезных нагрузок 6,1 т. ИСЗ должен быть возвращён на Землю в февр. 1985. В дальнейшем планируется ещё несколько раз выводить его на орбиту с др. полезными нагрузками. ИСЗ «ЛДЭФ-1» не имеет активной системы терморегулирования, систем ориентации, электропитания и телеметрии. Устанавливаемые на нём полезные нагрузки должны быть полностью автономными и, если необходимо, иметь свои батарейные источники питания и записывающие устройства. ИСЗ снабжён двумя держателями для захвата дистанц. манипулятором. Один держатель служит ручкой для включения оборудования (батареи питания, записывающие устройства) активных экспериментов, другой — для извлечения ИСЗ из ОПН. При отделении от орбит. ступени манипулятор ориентирует ИСЗ так, чтобы один из его торцев был обращён к Солнцу. ИСЗ рассчитан на гравитац. стабилизацию. На ИСЗ «ЛДЭФ-1» были установлены 57 полезных нагрузок, подготовленных Мин-вом обороны США, НАСА, пром. фирмами и вузами США, а также разл. организациями Великобритании, Дании, Ирландии, Канады, Нидерландов, Франции, ФРГ и Швейцарии. Затраты для потребителя на вывод на орбиту полезной нагрузки, занимающей одну ячейку, составили в среднем 150 тыс. долларов. В числе полезных нагрузок: контейнер с семенами помидоров, образцы материалов, используемых для изготовления РДТТ, ловушки для тяжёлых ядер, содержащихся в космич. лучах, и для метеорных частиц, образцы материалов электронных фильтров, оптоволоконные устройства, композиц. материалы, образцы солнечных элементов, образцы тонкоплёночной теплоизоляции, тепловые трубки и пр.

«ЕРБС» (ERBS, сокр. от Earth Radiation Budget Satellite — спутник для исследования радиационного баланса Земли). Этот ИСЗ должен регистрировать поток солнечного излучения, собств. излучение Земли и альбедо. Надеются, что полученная от ИСЗ информация позволит повысить точность долгосрочных прогнозов погоды, а также уяснить нек-рые тенденции климатич. изменений. Указывается, что изменения в радиац. балансе могут привести, напр., к расширению холодных зон и вызванному этим сокращению периодов, пригодных для выращивания с.-х. культур. Стартовая масса ИСЗ ~2,2 т. Он состоит из основного и «килевого» отсеков (рис. 12). Осн. отсек имеет дл. 4,6 м и ширину несколько более 1,5 м. Высота «килевого» отсека 3,8 м. Спутник проектировался в расчёте на размещение в ОПН орбит. ступени МТКК: осн. отсек располагается поперёк ОПН от одной его стенки до другой, а «килевой» отсек обращён к ниж. части ОПН и крепится к ней. При таком расположении ИСЗ занимает очень небольшую часть длины ОПН, оставляя место для др. полезных нагрузок. Из ОПН он извлекается дистанц. манипулятором и на орбите ориентируется так, чтобы к Земле были обращены приборы на осн. отсеке. Электропитание обеспечивают панели СБ. Предусмотрена трёхосная система ориентации. Связь с Землёй осуществляется как непосредственно, так и через спутник-ретранслятор «ТДРСС-А», для чего ИСЗ «ЕРБС» снабжается спец. полусферич. антенной диам. 0,76 м, вынесенной на штанге длиной 1,2 м. На ИСЗ «ЕРБС» установлены четыре науч. прибора: несканирующий радиометр массой 25 кг, регистрирующий излучение в спектральном диапазоне

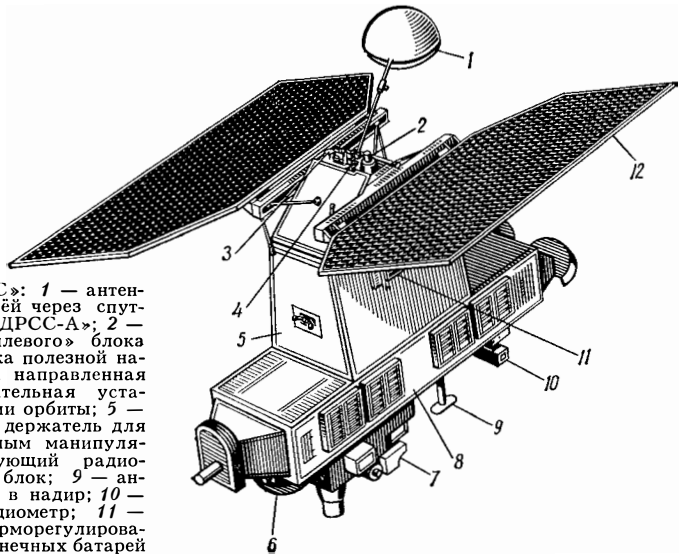


Рис 12. ИСЗ «ЕРБС»: *1* — антенна для связи с Землёй через спутник-ретранслятор «ТДРСС-А»; *2* — узел крепления «килевого» блока к нижней части отсека полезной нагрузки; *3* — антенна, направленная в зенит; *4* — двигательная установка для коррекции орбиты; *5* — «килевой» блок; *6* — держатель для захвата дистанционным манипулятором; *7* — сканирующий радиометр; *8* — основной блок; *9* — антенна, направленная в надир; *10* — несканирующий радиометр; *11* — жалюзи системы терморегулирования, *12* — панель солнечных батарей

0,2—50 мкм; сканирующий радиометр массой 30 кг, регистрирующий излучение в том же спектральном диапазоне с разрешением 40 км; прибор для регистрации аэрозолей и газовых составляющих атмосферы (двуокись азота и др.), влияющих на радиац. динамику земной атмосферы; прибор для измерения солнечной постоянной. Расчётная продолжительность эксплуатации ИСЗ «ЕРБС» составляет 2—5 лет. Исследования с его помощью проводятся в рамках программы «ЕРБЭ» (ERBE — сокр. от Earth Radiation Budget Experiment — экспериментальные [исследования] радиационного баланса Земли). По той же программе должны проводиться исследования с помощью аналогичных радиометров, устанавливаемых на метеорологич. ИСЗ «НОАА-9» (запущен 12 дек. 1984) и «НОАА-10» (запуск планируется в кон. 1985 — нач. 1986). ИСЗ «ЕРБС» обращается по орбите с наклонением 57°, обеспечивая данные о средних широтах, где баланс радиации меняется особенно сильно, а ИСЗ «НОАА» — по околополярным орбитам (в полярных областях роль потерь энергии максимальна).

«ЧКЭ» (CCE — сокр. от Charge Composition Explorer — спутник серии «Эксплорер» для исследования состава заряженной компоненты), **«ИРМ»** (IRM — сокр. от Ion Release Module — блок ввода ионов) и **«УКС»** (UKS — сокр. от United Kingdom Subsatellite — вспомогательный спутник, созданный Объединённым Королевством). Эти три ИСЗ, созданные соответственно в США, ФРГ и Великобритании, выведены на орбиты в рамках международной программы «АМПТЭ» (AMPTE — сокр. от Active Magnetospheric Particle Tracer Experiment — эксперимент по активному исследованию магнитосферы с помощью прослеживаемых частиц). В число задач этой программы входят: исследование переноса массы от солнечного ветра к магнитосфере и дальнейший её перенос, а также перенос энергии в пределах магнитосферы; изучение взаимодействия между искусственно введённой и природной космич. плазмой; определение элементного состава, зарядовых характеристик и динамики заряженных частиц в магнитосфере; исследование структуры и динамики плазмы в магнитосфере, особенно в пограничных её р-нах. Для выполнения этих задач предусматриваются, в частности, многократные выбрасывания в солнечный ветер и отдалённые области магнитосферы лития и бария. Под действием солнечного излучения происходит ионизация этих металлов, и движение ионов регистрируется приборами на спутниках. Путём одновременного выбрасывания большого кол-ва бария в оболочку магнитосферы в рассветной области создали плотное облако плазмы, эквивалентное комете. Такая искусств. комета использовалась для исследования диамагнитных эффектов ионизации, обмена импульсами, переноса ионов и нек-рых др. явлений, наблюдаемых визуально. После того как запасы лития и бария будут израсходованы, все три ИСЗ будут изучать естественные явления. Контейнеры с литием и барием несёт ИСЗ «ИРМ», измерительные приборы — все три ИСЗ.

ИСЗ «ЧКЭ», «ИРМ» и «УКС» (рис. 13) выведены на орбиты одной РН «Торад-Дельта». После отделения от последней ступени РН на орбите с наклонением примерно 30° ИСЗ «ЧКЭ» с помощью бортового РДТТ был переведён на околоэкваториальную орбиту (наклонение ~4°), а два других ИСЗ, состыкованных друг с другом, переведены с помощью РДТТ ИСЗ «ИРМ» на орбиту с очень высоким апогеем (~110 000 км). Измерения ИСЗ «ЧКЭ» на околоэкваториальной орбите представляют особый интерес, поскольку захваченные магнитным полем Земли ионы элементов, более тяжёлых, чем протоны, имеют ярко выраженный пик плотности в экваториальной плоскости. Полагают, что искусственно введённые в магнитосферу ионы подобным же образом будут концентрироваться у магнитного экватора. ИСЗ «ИРМ» и «УКС» на орбите с очень высоким апогеем выходят в р-не апогея в область естеств. солнечного ветра за пределами земной магнитосферы на дневной стороне Земли. По достижении этой орбиты ИСЗ «ИРМ» и «УКС» разделились и расстояние между ними регулируется в пределах от неск. км до ~1000 км, что позволяет производить непосредств. диагностич. измерения плазмы в двух разнесённых точках. Для

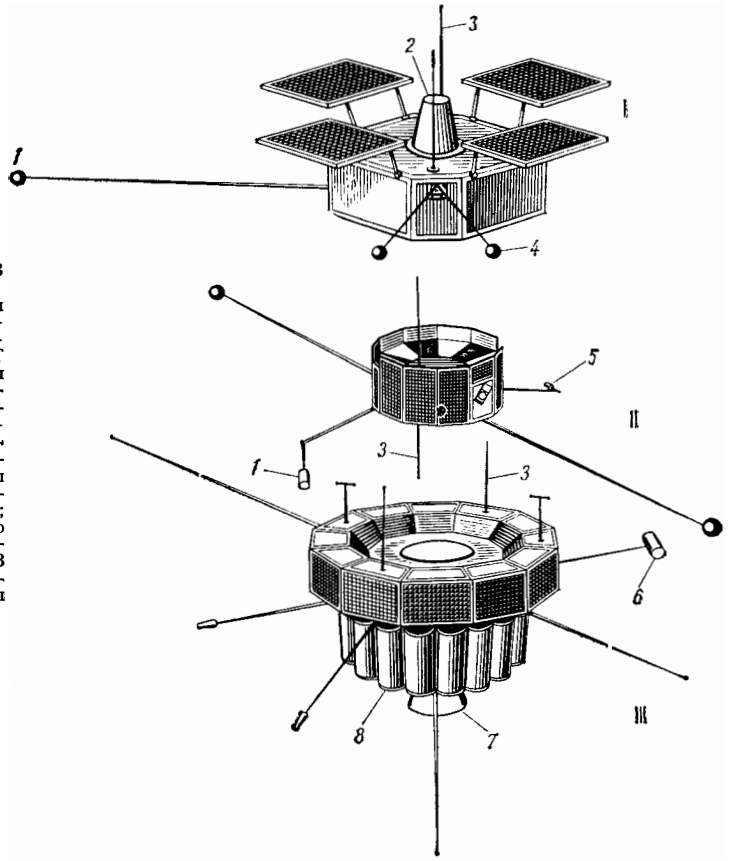


Рис. 13. ИСЗ «ЧКЭ» (I), «УКС» (II) и «ИРМ» (III): *1* — магнитометр; *2* — бортовой РДТТ ИСЗ «ЧКЭ» для перевода на околоэкваториальную орбиту; *3* — антенна телеметрической системы; *4* — антенны научных приборов; *5* — зонд; *6* — анализатор плазмы; *7* — бортовой РДТТ ИСЗ «ИРМ» для увеличения высоты апогея орбиты

регулирования расстояния между ИСЗ служат микродвигатели ИСЗ «УКС».

ИСЗ «ЧКЭ» имеет массу 230 кг. СБ обеспечивают мощность 140 Вт. Для ИСЗ предусмотрена стабилизация вращением. Бортовой РДТТ обеспечивает приращение скорости 607 м/с. На ИСЗ установлены масс-спектрометр заряженных частиц, анализатор частиц средней энергии, магнитометр, спектрометр волн в плазме и прибор для определения состава горячей плазмы.

Масса ИСЗ «ИРМ» 700 кг, в т. ч. масса 8 контейнеров с литием и 8 контейнеров с барием 160 кг. СБ обеспечивают мощность 65 Вт. Для ИСЗ предусмотрена стабилизация вращением. Бортовой РДТТ имеет тягу 235 кН. На ИСЗ установлены трёхмерный анализатор плазмы, анализатор заряда сверхтепловых ионов, спектрометр волн в плазме, ионный датчик с разделением массы и магнитометр. Анализатор плазмы и магнитометр вынесены на двух штангах, к-рые уравновешивают друг друга.

ИСЗ «УКС» имеет массу 70 кг. СБ обеспечивают мощность 32 Вт. Для ИСЗ предусмотрена стабилизация вращением (10 об/мин). Ось вращения должна быть перпендикулярна плоскости эклиптики. Заданную ориентацию оси вращения обеспечивают индукционные катушки, а также микродвигатели, работающие на сжатом газе. С помощью этих же микродвигателей регулируется расстояние между ИСЗ «УКС» и «ИРМ». Запас сжатого газа рассчитан на выполнение этой функции в течение года.

«Лисат» (Leasat—сокр. от Leased Satellite — арендуемый спутник). В 1984 были выведены на стационарную орбиту спутники связи «Лисат-2» и «Лисат-1»

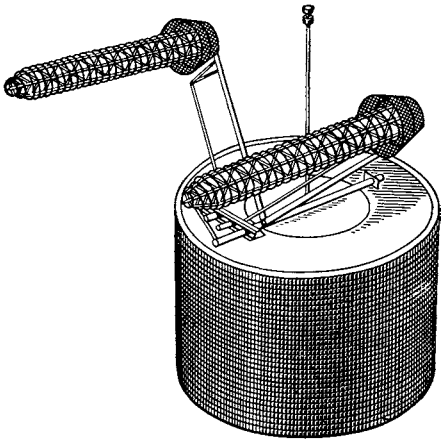


Рис. 14. ИСЗ «Лисат»

(ИСЗ «Лисат-2» был выведен первым, поскольку запуск ИСЗ «Лисат-1» решили отложить, чтобы подвергнуть его частичной модификации, к-рая для ИСЗ «Лисат-2» не требовалась). ИСЗ «Лисат» созданы амер. фирмой «Хьюз эркрафт» (Hughes Aircraft) и арендуются ВМС США (стоимость аренды 16,75 млн. долларов в год). Они предназначены для связи командования ВМС с военноморскими базами, надводными кораблями, подводными лодками и самолётами мор. авиации. Стартовая масса ИСЗ (рис. 14) ~7 т, выс. корпуса 4,36 м, диам. 4,22 м. На верх. днище корпуса смонтированы две антенны дл. по 3,6 м. Электропитание обеспечивают панели СБ на боковой поверхности корпуса, к-рые в конце расчётного периода эксплуатации (7 лет) должны вырабатывать мощность 1240 Вт. Для ИСЗ предусмотрена стабилизация вращением. Он снабжён «перигейным» РДТТ тягой 155 кН и двумя «перигейно-апогейными» ЖРД тягой по 450 Н, работающими на монометилгидразине и четырёхокиси азота. РДТТ и ЖРД обеспечивают перевод ИСЗ на стационарную орбиту без использования межорбит. буксира. ИСЗ «Лисат» несёт 12 ретрансляторов дециметрового диапазона (240—400 МГц), шесть из них имеют ширину полосы 25 кГц, пять — 5 кГц, один — 500 кГц. Всего должно быть изготовлено пять ИСЗ «Лисат». Их расчётные точки стояния на стационарной орбите находятся к югу от терр. США, а также над Атлантическим, Индийским и Тихим океанами (пятый ИСЗ — резервный на Земле). ИСЗ «Лисат-3» и «Лисат-4» должны быть выведены на орбиту в МТКК «Спейс шаттл» в 1985. Наземный комплекс системы «Лисат» включает центр управления в Эль-Сегундо (шт. Калифорния) и четыре (по числу ИСЗ) стационарные станции командно-измерительного комплекса: на о. Гуам, на Гавайских о-вах, в Стоктоне (шт. Калифорния) и Норфолке (шт. Виргиния).

«Уэстар-6» — очередной американский ИСЗ для использования в нац. коммерч. спутниковой системе связи «Домсат» фирмы «Уэстерн юнион телеграф» (Western Union Telegraph). Он аналогичен ИСЗ «*Уэстар*-4» и «Уэстар-5». ИСЗ «Уэстар-6» был выведен при полёте 41В МТКК «Спейс шаттл» на нерасчётную орбиту. При полёте 51А он был возвращён на Землю с расчётом на то, после восстановит. ремонта он снова будет выведен на орбиту.

«Гэлакси-3» — очередной американский ИСЗ для использования в нац. коммерч. спутниковой системе связи «Домсат» фирмы «Хьюз Комьюникейшенс» (Hughes Communications). Этот ИСЗ, как и запущенные в 1983 ИСЗ «Гэлакси-1» и «Гэлакси-2», аналогичен ИСЗ «*СБС*».

«Телстар-3» № 3 — очередной американский ИСЗ для использования в нац. коммерч. спутниковой системе связи «Домсат» фирмы «АТТ». Он аналогичен ИСЗ «Телстар-3» № 1, запущенному в 1983 (запуск ИСЗ «Телстар-3» № 2 произведён не был), к-рый имеет массу на стационарной орбите 645 кг, мощность, обеспечиваемую панелями СБ,— 0,9 кВт и способен поддерживать радиотелефонную связь по 21 600 каналам и передавать 24 ТВ программы.

«СБС-4» — очередной американский ИСЗ для использования в нац. коммерч. спутниковой системе связи «Домсат» фирмы «СБС». Этот ИСЗ, как и запущенный в 1982 ИСЗ «СБС-3», аналогичен ИСЗ «СБС».

«Спейснет» (Spacenet — космическая связь). В 1984 западноевропейскими РН «*Ариан*» были выведены на стационарную орбиту американские ИСЗ «Спейснет-1» и «Спейснет-2» для использования в нац. коммерч. спутниковой системе связи «Домсат» фирмы «Саэерн пасифик комьюникейшенс» (Southern Pacific Communications). Масса ИСЗ 1195 кг, масса на стационарной орбите после выгорания топлива бортового «апогейного» РДТТ 705 кг. СБ в конце расчётного периода эксплуатации (10 лет) должны обеспечивать мощность 1200 Вт. Для ИСЗ предусмотрена трёхосная система ориентации. Он оснащён 18 ретрансляторами диапазона 4/6 ГГц и 6 ретрансляторами диапазона 12/14 ГГц. Каждый ретранслятор может обеспечить передачу одной ТВ программы или радиотелефонную связь по 1000 каналам. ИСЗ «Спейснет» должны обслуживать континентальную часть США, Аляску, Гавайские и Виргинские о-ва, а также о. Пуэрто-Рико. Тот факт, что амер. фирма использовала для вывода на орбиту своих ИСЗ не МТКК «Спейс шаттл», а западноевропейские одноразовые РН «Ариан», показывает способность этой РН успешно конкурировать с МТКК в запусках коммерч. полезных нагрузок.

«НОАА-9» — очередной американский эксплуатационный метеорологический ИСЗ «НОАА» на околополярной солнечно-синхронной орбите. Он, как и предыдущий ИСЗ «НОАА-8», запущенный в 1983, дополнительно снабжён оборудованием поисковой системы «Сарсат», к-рая должна обеспечивать обнаружение сигналов аварийных передатчиков терпящих бедствие судов и самолётов и определение их координат. Испытания оборудования системы «Сарсат» проводятся по международной программе «*Коспас-Сарсат*», в к-рой принимают участие СССР, США, Канада и Франция. По состоянию на 10 окт. 1984 система «Коспас-Сарсат» зарегистрировала 114 сигналов бедствия (не считая ложных сигналов): 72 от самолётов, 40 от судов и 2 от наземных экспедиций, в осн. благодаря советским ИСЗ, поскольку единств. амер. ИСЗ «НОАА-8», на к-ром было установлено оборудование поисковой системы, в конце марта 1984 вышел из строя из-за неисправности в системе ориентации. Между участниками программы «Коспас-Сарсат» достигнута договорённость о том, что эксперименты будут продолжены до 1990. ИСЗ «НОАА-9» предназначен, в частности, для измерения радиац. баланса Земли по программе «ЕРБЭ». Для этой же цели служит ИСЗ «ЕРБС» и будет служить ИСЗ «НОАА-10», запуск к-рого намечен на кон. 1985 — нач. 1986.

«Нова-2» — очередной американский навигационный ИСЗ для использования кораблями ВМС и судами торгового флота. Входит в навигац. систему «Транзит», включавшую к моменту запуска ИСЗ «Нова-2» три работающих ИСЗ «Транзит» и один ИСЗ «Нова-1».

«Навстар». В 1984 выведены на орбиты ИСЗ «Навстар-8» и «Навстар-9» — очередные американские военные навигационные ИСЗ для использования в экспериментальной навигационной системе.

«Лэндсат-5» — очередной американский ИСЗ для исследования природных ресурсов. Аналогичен ИСЗ «*Лэндсат*-4». По инициативе администрации США с 1985 система для исследования природных ресурсов на основе ИСЗ «Лэндсат», эксплуатировавшаяся Нац. управлением по исследованию океана и атмосферы (National Oceanic and Atmospheric Administration), передаётся частновладельческой фирме.

ИСЗ Мин-ва обороны США. Официальных сведений о названиях и задачах ИСЗ, запускаемых Мин-вом обороны США, не публикуется. Согласно сообщениям зарубежной печати, в 1984 в США были выведены на орбиты ИСЗ следующих типов.

1. ИСЗ «Биг бёрд» («Биг бёрд-19», табл. 2, № 23). Так в западной печати называют ИСЗ, запускаемые РН «*Титан*-3D» на орбиты с выс. в перигее ~160 км, выс. в апогее ~250 км и наклонением ~90°. Предположительно ИСЗ «Биг бёрд» (Big Bird — большая птица) предназначены для детальной и обзорной фоторазведки.

2. ИСЗ «КХ-11» («КХ-11-6», табл. 2, № 48). Так в западной печати называют ИСЗ, запускаемые РН «Титан-3D» на орбиты с выс. в перигее ~300 км, выс. в апогее ~ 500 км и наклонением 97°. Предположительно ИСЗ «КХ-11» (KH, Key Hole — замочная скважина) предназначены для фоторазведки с передачей информации по радиоканалам в цифровой форме.

3. Спутник (табл. 2, № 19), относящийся к типу ИСЗ, запускаемых РН «Титан-3В» на орбиты с низким перигеем и наклонением 94—97°. Предположительно эти ИСЗ предназначены для детальной фоторазведки.

4. «ДСП-14», «ДСП-15» и «ДСП-16» (табл. 2, №№3, 18 и 50). Так в западной печати называют ИСЗ, выводимые РН «Титан-34D» (ранее — «Титан-3С») на стационарную орбиту. Предположительно ИСЗ «ДСП» (DSP — сокр. от Defense Support Satellite — спутник для обеспечения обороны) предназначены для раннего обнаружения запусков стратегич. баллистич. ракет.

5. ИСЗ «НОСС» (табл. 2, №№ 7—10). Так в западной печати называют ИСЗ, запускаемые РН «*Атлас*» на орбиты выс. ~1100 км и наклонением ~63°. Предположительно ИСЗ «НОСС» (NOSS — сокр. от Navy Ocean Surveillance Satellite — спутник ВМС для наблюдения за океаном) предназначены для морской радиотехнич. разведки, в частности для определения местоположения и перемещения надводных кораблей путём пеленгации. Эти ИСЗ запускают группами одной РН.

6. Малый ИСЗ (табл. 2, № 24), запущенный вместе с ИСЗ «Биг бёрд-19». Предположительно такие малые ИСЗ предназначены для радиотехнич. разведки.

7. «СДС» («СДС-7», табл. 2, № 31). Так в западной печати называют ИСЗ, выводимые по программе 711 РН «Титан-3В» на орбиты с выс. в перигее 300—500 км, выс. в апогее 30 000—40 000 км, наклонением ~63° и периодом обращения ~ 12 ч. Предположительно ИСЗ «СДС» (SDS — сокр. от Satellite Data System — спутниковая система передачи информации) предназначены для обеспечения связи со стратегич. бомбардировщиками в полярных р-нах и ретрансляции информации воен. назначения. Согласно другим предположениям, указанный ИСЗ, выведенный на орбиту в 1984, не относится к типу «СДС», а является военно-экспериментальным ИСЗ.

«Аник-D» № 2 — очередной ИСЗ (модель «Аник-D») для канадской нац. системы связи. Аналогичен ИСЗ «*Аник*-D» № 1.

«Экзос-С» — японский научный ИСЗ для исследований атмосферы, в первую очередь для регистрации содержания озона, сернистого ангидрида и углекислого газа на высотах 30—100 км. В задачи ИСЗ входят также регистрация распределения в атмосфере аэрозолей и др. малых составляющих и изучение механизмов магнитосферно-ионосферной связи над южноатлантич. геомагнитной аномалией и полярными р-нами. Конструкция и служебное оборудование ИСЗ «Экзос-С» в осн. такие же, как у ИСЗ «Экзос-А» («Кёкко») и «Экзос-В».

«Юри-2А» — японский эксплуатационный ИСЗ для непосредственного ТВ вещания. Масса ИСЗ 350 кг. Электропитание обеспечивают солнечные элементы. Для ИСЗ предусмотрена стабилизация вращением. На нём установлены три ретранслятора (ширина полосы по 17 МГц) с усилителями на лампе бегущей волны мощностью 100 Вт. Осн. назначение ИСЗ — сделать доступным приём ТВ передач или улучшить их качество для населённых пунктов в гористых местностях и на отдалённых о-вах, а также для городских р-нов, где возникают помехи из-за высоких зданий. Абоненты используют антенны с параболич. отражателем диам. 75 см. Головная по изготовлению ИСЗ — амер. фирма «Дженерал электрик» (General Electric). На ИСЗ «Юри-2А» вышли из строя два ретранслятора. В этом обвиняли головную фирму, к-рая могла допустить нарушения при сборке. Позже работоспособность одного ретранслятора удалось восстановить. См. ст. «*Юри*».

«Химавари-3» — очередной японский метеорологический ИСЗ. Изготовлен в качестве запасного образца для ИСЗ «*Химавари*-2». Позже ИСЗ «Химавари-3» модифицировали с тем, чтобы несколько улучшить рабочие характеристики, а также предотвратить возникновение таких же неисправностей, как на ИСЗ «Химавари-2». В частности, увеличен бортовой запас топлива для повышения расчётной продолжительности эксплуатации с трёх до четырёх лет.

Экспериментальные связные ИСЗ КНР (табл. 2, №№ 2 и 17). В 1984 в КНР запущены два таких ИСЗ новой РН, использующей водородно-кислородные ЖРД на верхней ступени. Стартовая масса ИСЗ 930 кг, масса на стационарной орбите после выгорания топлива «апогейного» двигателя 420 кг. Первый из этих двух ИСЗ на стационарную орбиту вывести не удалось, второй находится на стационарной орбите, и с 15 мая 1984 начались экспериментальные ТВ передачи с его использованием. Расчётная продолжительность эксплуатации ИСЗ 3 года. В китайской печати подчёркивалось значение этого ИСЗ для военной связи в рамках общей программы модернизации вооружённых сил КНР.

ИСЗ КНР (табл. 2, № 37) — очередной китайский ИСЗ (16-й по счёту). Возвращён на Землю 17 апр. 1984 через 5 сут после запуска. В западной печати высказывается предположение, что этот ИСЗ был предназначен для фоторазведки.

«Палапа В-2» — очередной ИСЗ для индонезийской нац. системы связи. «Палапа В-1», запущенный в 1983, и «Палапа В-2» — усовершенствованные ИСЗ «*Палапа*», изготовл. амер. фирмой «Хьюз эркрафт». ИСЗ «Палапа В-2» был выведен при полёте 41В МТКК «Спейс шаттл» на нерасчётную орбиту. При полёте 51А он был возвращён на Землю с расчётом на то, что после восстановительного ремонта снова будет выведен на орбиту.

«Уосат В» — очередной английский радиолюбительский ИСЗ, предназначенный также для проведения нек-рых научных исследований. Он оснащён синтезатором речи, используемым при передачах с борта на англ. языке, и ТВ камерой. Камера должна передавать на бытовые индивидуальные и коллективные (в школах) приёмники снимки поверхности Земли, а также полярных сияний и др. явлений. Проводилось исследование прохождения волн метрового и дециметрового диапазонов, с тем чтобы разработать меры по улучшению радиолюбит. связи. После того как ИСЗ «Уосат В» совершил 3,5 витка по орбите, связь с ним прекратилась. Позже её удалось восстановить.

«Телеком-1А» — французский ИСЗ связи для обслуживания Франции, нек-рых других стран Зап. Европы, а также заморских территорий Франции от Карибского моря до Индийского океана. ИСЗ обеспечивает и военную связь. Стартовая масса ИСЗ 1185 кг, масса на стационарной орбите после выгорания топлива бортового «апогейного» РДТТ 650 кг, масса ретрансляционной системы 130 кг. Высота ИСЗ в развёрнутом положении ~3 м, поперечный размер корпуса 2,2 м, размах панелей СБ 16 м. В конце расчётного срока эксплуатации (7 лет) СБ должны обеспечивать мощность 1100 Вт. Для ИСЗ предусмотрена трёхосная система ориентации. На нём установлены четыре ретранслятора диапазона 4/6 ГГц (для связи Франции с заморскими территориями; каждый обеспечивает радиотелефонную связь по 1000 каналам или передачу одной ТВ программы), два ретранслятора диапазона 7/8 ГГц предназначены для военной связи; используют многостанционный доступ и кодовое разделение каналов и шесть ретрансляторов диапазона 12/14 ГГц (служат для передачи деловой информации).

«Интелсат-5». В 1984 были запущены два очередных ИСЗ модели «Интелсат-5» («Интелсат-5Н» и «Интелсат-51») для глобальной коммерч. спутниковой системы связи международной организации «ИТСО». Эти два ИСЗ, в отличие от др. ИСЗ «*Интелсат*», не несут ретрансляторов для системы связи судов с береговыми базами, арендуемых международной организацией «*Инмарсат*». Из-за аварии РН ИСЗ «Интелсат-51» вышел на нерасчётную орбиту и эксплуатироваться не может.

«Маркес В-2» — очередной ИСЗ для системы связи судов с береговыми базами международной организации «Инмарсат». Стартовая масса ~1 т, масса на стационарной орбите после выгорания топлива «апогейного» РДТТ 560 кг. Этот ИСЗ почти полностью аналогичен ИСЗ «*Маркес* А».

«ЕКС-2» — очередной ИСЗ для региональной западноевропейской системы связи организации «*Евтелсат*». По сравнению с ИСЗ «*ЕКС*-1» имеет нек-рые усовершенствования. На ИСЗ «ЕКС-2» установлены два дополнит. ретранслятора (14 вместо 12) диапазона 11/14 ГГц для передачи деловой информации, а также дополнит. аккумуляторные батареи. Это расширит возможности эксплуатации ретрансляторов в периоды заходов ИСЗ в тень Земли. Для приёма и передачи деловой информации достаточно наземных антенн с отражателем диам. 3,5—5 м. Возможно использование коллективной антенны несколькими фирмами или предприятиями, находящимися в одном районе.

«НАТО-3D» — очередной ИСЗ для системы связи НАТО.

МЕЖПЛАНЕТНЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ

В 1984 запуски зарубежных межпланетных КА не производились, но продолжалось, как и в 1983, получение информации от ранее запущенных КА «*Пионер*», «Пионер-Венера-1», «*Вояджер*-1», «Вояджер-2» и «*ИСЕЕ*-С».

«Пионер-Венера-1», обращающийся с 1978 по орбите вокруг Венеры, в период между дек. 1985 и февр. 1986 предполагают использовать для наблюдения кометы Галлея, к-рая пройдёт перигелий 9 февр. 1986. Наблюдения кометы в период прохода перигелия с помощью КА «Пионер-Венера-1» представят интерес, поскольку для земных наблю-

дателей комета в этот период будет экранирована Солнцем. Для наблюдения кометы КА, стабилизируемый вращением (5 об/мин) относительно продольной оси, должен быть ориентирован так, чтобы комета оказалась в поле зрения УФ спектрометра. В качестве своеобразной репетиции 15 апр. 1984 положение оси вращения КА было изменено на 37°, с тем чтобы в поле зрения указанного прибора попала комета Энке—Баклунда. Проведён 8-часовой сеанс наблюдений, во время к-рых комета находилась на расстоянии 0,6 а. е. от Солнца.

«Вояджер-2». 24 янв. 1986 этот КА должен совершить пролёт около Урана. Траектория КА почти перпендикулярна плоскости, в к-рой находятся орбиты спутников Урана (рис. 15), поэтому КА сможет пройти на близком расстоянии только от одного из спутников. В 1984 было принято решение направить КА по такой траектории, чтобы она прошла вблизи Миранды на расстоянии ~ 29 000 км от этого спутника Урана. Возможен пролёт и на более близком расстоянии (~15 000 км), но в этом случае система компенсации сдвига изображения ТВ камер не могла бы предотвратить смазывания. Выбор Миранды был обусловлен, в частности, требованиями в отношении гравитац. манёвра в поле тяготения Урана для обеспечения перехода на траекторию полёта к Нептуну.

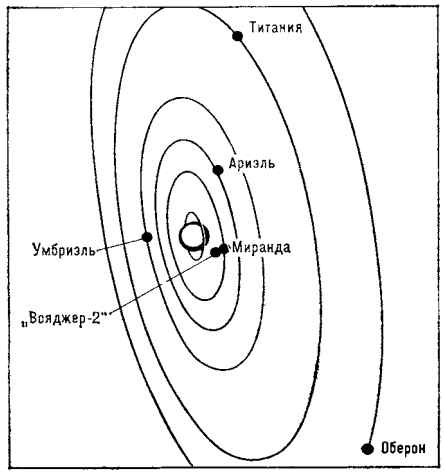


Рис. 15. Схема полёта КА «Вояджер-2» около Урана

«ИСЕЕ-С». Этот КА движется по траектории, к-рая обеспечит 11 сент. 1985 пролёт на расстоянии ~ 10 000 км от ядра кометы Джакобини—Циннера. В связи с изменением задач этого КА, к-рый первоначально предназначался для исследования солнечно-земных связей, он получил новое название «ИКЭ» (ICE — сокр. от International Cometary Explorer — международный «*Эксплорер*» для исследований комет). Для исследования кометы предполагают использовать 6 из 13 установленных на КА науч. приборов: датчик солнечного ветра, прибор для определения состава плазмы, магнитометр, детектор волн в плазме, датчик протонов высокой энергии и приёмник излучения радиодиапазона.

Д. Ю. Гольдовский.

Табл. 2. — Запуски космических аппаратов за рубежом в 1984

Номер п/п	День запуска	Наименование аппарата	Ракета-носитель	Начальные параметры орбиты: высота в перигее, км	высота в апогее, км	наклонение, град.	период обращения, мин
1	23 января	«Юри-2А»	«Н-2»	Стационарная орбита (110° в. д.)			
2	29 января	Экспериментальный связной ИСЗ КНР	«Большой поход-3»	359	6479	36	~160
3	30 января	ИСЗ Мин-ва обороны США	«Титан-34D»	Стационарная орбита			
4		«Спейс шаттл» («Челленджер», полёт 41В)		277	286	28,5	90,1
5	3 февраля	«Уэстар-6»		1190	~250	28,2	~100
				~250	1190		
6		«Палапа В-2»		1120	~310	27,7	~100
				~310	1120		
7—10	5 февраля	Четыре ИСЗ Мин-ва обороны США	«Атлас D»	~1200	1050	~63	~105
				~1050	~1200		
11	14 февраля	«Экзос-С»	«Ми-3S»	354	865	74,8	96,9
12	1 марта	«Лэндсат-5»		683	698	98,3	98,6
13		«Уосат В»	«Торад-Дельта»	678	696	98,3	98,5
14	5 марта	«Интелсат-5Н»	«Ариан-1»	Стационарная орбита (18,5° з. д.)			
15	6 апреля	«Спейс шаттл» («Челленджер», полёт 41С)		218	464	28,5	91,4
16		«ЛДЭФ-1»		473	483	28,5	94,2
17	8 апреля	Экспериментальный связной ИСЗ КНР	«Большой поход-3»	Стационарная орбита (125° в. д.)			
18	14 апреля	ИСЗ Мин-ва обороны США	«Титан-34D»	Стационарная орбита			
19	17 апреля	ИСЗ Мин-ва обороны США	«Титан-3В»	129	332	96,4	88,9
20	23 мая	«Спейснет-1»	«Ариан-1»	Стационарная орбита (120° з. д.)			
21	9 июня	«Интелсат-51»	«Атлас-Центавр»	229	1217	28,7	99,3
22	14 июня	«Навстар-8»	«Атлас-F»	~ 20 000	~ 20 000	~63	12 ч
23	25 июня	ИСЗ Мин-ва обороны США	«Титан-3D»	163	275	93,6	88,7
24		ИСЗ Мин-ва обороны США		693	729	95,9	98,7
25	3 августа	«Химавари-3» («ГМС-3»)	«Н-2»	Стационарная орбита (140° в. д.)			
26	4 августа	«ЕКС-2»	«Ариан-3»	Стационарная орбита (10° з. д. или 13° з. д.)			
27		«Телеком-1А»		Стационарная орбита (8° з. д.)			
28	16 августа	«ЧКЭ»	«Торад-Дельта»	1124	49926	4,2	945,1
29		«ИРМ»		~400	~110 000	~30	~2700
30		«УКС»		~400	~110 000	~30	~2700
31	28 августа	ИСЗ Мин-ва обороны США	«Титан-3В»	380	39 315	63,3	703,8
32	30 августа	«Спейс шаттл» («Дискавери», полёт 41D)		297	314	28,5	90,6
33		«СБС-4»		Стационарная орбита (91° з. д.)			
34		«Лисат-2»		Стационарная орбита (100° з. д.)			
35		«Телстар-3» № 3		Стационарная орбита (86° з. д.)			
36	9 сентября	«Навстар-9»	«Атлас F»	~20 000	~20 000	~63	~12 ч
37	12 сентября	ИСЗ КНР	«ФБ-1»	172	414	67,9	90,2
38	22 сентября	«Гэлакси-3»	«Торад-Дельта»	Стационарная орбита (93,5° з. д.)			
39	5 октября	«Спейс шаттл» («Челленджер», полёт 41G)		216	229	57,0	88,9
40		«ЕРБС»		408	421	57,0	92,9
41	12 октября	«Нова-2»	«Скаут»	~1190	~1190	~90	~110
42	8 ноября	«Спейс шаттл» («Дискавери», полёт 51А)		280	298	28,45	~90
43		«Аник D» № 2		Стационарная орбита			
44		«Лисат-1»		Стационарная орбита			
45	10 ноября	«Спейснет-2»	«Ариан-3»	Стационарная орбита (69° з. д.)			
46		«Марекс В-2»		Стационарная орбита (175° з. д.)			
47	14 ноября	«НАТО-3D»	«Торад-Дельта»	Стационарная орбита			
48	4 декабря	ИСЗ Мин-ва обороны США	«Титан-3»	236	640	97,3	93,3
49	12 декабря	«НОАА-9»	«Атлас F»	855	876	98,9	102,1
50	21 декабря	ИСЗ Мин-ва обороны США	«Титан-34D»	Стационарная орбита			

УКАЗАТЕЛЬ СТАТЕЙ

ОБЩИЕ ВОПРОСЫ

Аксёнов В. В. 19
Александров А. П. 20
Аллен Дж. 20
Аллея космонавтов 20
Альтшулер Х. 21
Американский институт аэронавтики и астронавтики 22
Американское ракетное общество 22
Андерс У. 23
Армстронг Н. 30
Артемьев В. А. 30
Артюхин Ю. П. 31
Астронавт 32
Астронавтика 32
Бабакин Г. Н. 42
Бахчиванджи Г. Я. 44
Беляев П. И. 44
Береговой Г. Т. 44
Березняк А. Я. 45
Березовой А. Н. 45
Бин А. 45
Благонравов А. А. 47
Блуфорд Г. 48
Бобко К. 48
Борман Ф. 49
Боссарт К. 51
Бранд В. 51
Бранденстайн Д. 51
Браун В. фон 51
Британское межпланетное общество 52
Бушуев К. Д. 52
Быковский В. Ф. 52
Валье М. 53
Вейц П. 53
Ветчинкин В. П. 59
Винклер И. 61
Виноградов А. П. 61
Внеземные цивилизации (инопланетные) 61
Волков В. Н. 64
Волынов Б. В. 64
Воскресенский Л. А. 64
Выставки по космонавтике и ракетно-космической технике — см. *Музеи космонавтики и ракетно-космической техники*
Гагарин Ю. А. 72
Гагарина медаль 72
Газодинамическая лаборатория (ГДЛ) 73
Галабера премия 75
Галилей Г. 76
Гансвиндт Г. 77
Гарднер Д. 77
ГДЛ — ОКБ 78
Гейл У. 79
Гелиобиология 79
Гермашевский М. 83
Гёфт Ф. фон 84
Гешвенд Ф. Р. 84
Гибсон Э. 85
Глазков Ю. Н. 88
Гленн Дж. 88
Глушко В. П. 88
Годдард Р. Х. 89
Годдарда медаль 89
Гоман В. 90
Горбатко В. В. 90
Гордон Р. 91
Государственный музей истории космонавтики имени К. Э. Циолковского — см. *Музеи космонавтики и ракетно-космической техники*
Гречко Г. М. 93
Гриссом В. 93
Гроте К. 93
Группа изучения реактивного движения (ГИРД) 94
Губарев А. А. 94
Гуггенхеймов премия 94
Гуррагча Ж. 94
Гэрриот О. 94
Дёмин Л. С. 98
Джанибеков В. А. 99
Добровольский Г. Т. 104
Дома-музеи пионеров космонавтики — см. *Музеи космонавтики и ракетно-космической техники*
Дьюк Ч. 107
Егоров Б. Б. 109
Елисеев А. С. 109
Жирицкий Г. С. 114
Жолобов В. М. 114
Жуковский Н. Е. 114
Зандер Ф. В. 117
Засядко А. Д. 120
Звёздный городок имени Л. И. Брежнева 124
Зенгер Э. 128
Зудов В. Д. 130
Иванов Г. 131
Иванченков А. С. 131
Индийская организация космических исследований, ИСРО 135
Институт космических исследований Академии наук СССР (ИКИ) 136
Ирвин Дж. 144
Исаев А. М. 144
ИСРО — см. *Индийская организация космических исследований*
Йен З. 151
Каннингем У. 155
Карман Т. фон 155
Карпентер М. С. 155
Карр Дж. 156
Квасил Б. 159
Келдыш М. В. 159
Келдыша медаль 159
Кеплер И. 159
Кервин Дж. 160
Кибальчич Н. И. 160
Кизим Л. Д. 160
Китайское общество наук о космосе 163
Клеймёнов И. Т. 163
Климук П. И. 163
Ковалёнок В. В. 163
Коллинз М. 163
Комаров В. М. 165
Конгрев, Конгрив У. 167
Кондратюк Ю. В. 167
Конрад Ч. 167
Константинов К. И. 168
Коперник Н. 169
Королёв С. П. 170
Королёва медаль 170
Косберг С. А. 171
Космическая эра 186
«Космические исследования» 186
Космический комплекс 189
Космический объект (КО) 189
Космическое производство 194
Космическое пространство 194
Космонавт, астронавт 198
Космонавтика 199
«Космос» (медаль) 202
Котельников В. А. 207
Кретьен Ж. Л. 209
Криппен Р. 209
Крокко Г. А. 209
Крокко Л. 209
Кубасов В. Н. 210
Купер Г. 210
Лаборатория реактивного движения Калифорнийского технологического института 212
Лазарев В. Г. 212
Лангемак Г. Э. 212
Лебедев В. В. 213
Ленинградская группа изучения реактивного движения (ЛенГИРД) — см. *Реактивные группы*
Ленуар У. 213
Леонов А. А. 213
«Лётчик-космонавт ВНР» 213
«Лётчик-космонавт ГДР» 213
«Лётчик-космонавт МНР» 213
«Лётчик-космонавт НРБ» 214
«Лётчик-космонавт ПНР» 214
«Лётчик-космонавт СРР» 214
«Лётчик-космонавт СССР» 214
«Лётчик-космонавт ЧССР» 214
Лингвистика космическая 214
Линкос 214
Лихтенберг Б. 215
Ловелл Дж. 215
Лунная экспедиция 224
Лусма Дж. 227
Ляхов В. А. 228
Макаров О. Г. 230
Макдивитт Дж. 230
Малышев Ю. В. 231
Масгрейв С. 236
Маттингли Т. 236
Мербольд У. 241
Мещерский И. В. 249
Митчелл Э. 251
Московская группа изучения реактивного движения (МосГИРД) — см. *Реактивные группы*
Музеи космонавтики и ракетно-космической техники, включая постоянные выставки 254
Музей газодинамической лаборатории — см. *Музеи космонавтики и ракетно-космической техники*
НАСА медали 262
Национальное управление по аэронавтике и исследованию космического пространства, НАСА 263
Национальный комитет по космическим исследованиям Италии 263
Национальный космический клуб США 263
Национальный музей авиации и космонавтики США — см. *Музеи космонавтики и ракетно-космической техники*
Национальный центр космических исследований Франции 264
Нгуен Ван Хьеу 264
Небель Р. 264
Немецкие общества ракетной техники и космонавтики 266
Николаев А. Г. 268
Нордунг Г. 269
Нумизматика космическая 269
Ньютон И. 270
Оберт Г. 271
Оберта медаль 271
Общества ракетной техники и космонавтики ФРГ 273
Общество изучения межпланетных сообщений 273
Общество по исследованию космоса и космическим полётам ГДР 273
Общество по исследованиям и разработке баллистических ракет 273
Овермайер Р. 273
Олдрин Э. 276
Охапкин С. О. 286

Павильон «Космос» на ВДНХ — см. *Музеи космонавтики и ракетно-космической техники*
Пал Л. 287
Парин В. В. 288
Паркер Р. 288
Пацаев В. И. 289
Петерсон Д. 293
Петров Б. Н. 293
Петропавловский Б. С. 294
Пикеринг У. Х. 294
Пилюгин Н. А. 294
Пирке Г. фон 295
Планетная экспедиция 296
Победоносцев Ю. А. 298
«Покорителям космоса» обелиск 299
Поморцев М. М. 300
Попов Л. И. 300
Попович П. Р. 301
Поуг У. 301
Проект «Озма» 305
Прунариу Д. 307
Раит С. 318
Реактивные группы (секции, кружки) 332
Реактивный научно-исследовательский институт (РНИИ) 332
Рекорды космические 336
Ремек В. 336
Рождественский В. И. 337
Романенко Ю. В. 337
Руа М. 338
Рукавишников Н. Н. 339
Руса С. 339
Рынин Н. А. 339
Рыхлевский Я. 339
Рюмин В. В. 339
Савиных В. П. 340
Савицкая С. Е. 340
Сарабхаи В. 345
Сарафанов Г. В. 345
Севастьянов В. И. 348
Семенович К., Семенавичус 349
Серафимов К. 349
Серебров А. А. 350
Сернан Ю. 350
Сисакян Н. М. 352
Скотт Д. 360
Слейтон Д. 360
Спутник 378
Стаффорд Т. 385
Стрекалов Г. М. 386
Суиджерт Дж. Л. 388
Тагард Н. 390
Тамайо Мендес А. 390
Теодореску К. 391
Терешкова В. В. 393
Тилинг Р. 397
Титов В. Г. 398
Титов Г. С. 398
Тихомиров Н. И. 398
Тихонравов М. К. 398
Торнтон У. 400
Трули Р. 409
Тухачевский М. Н. 410
Уайт Э. 411
Унге В. 412
Уоркер Дж. А. 413
Уорден А. 413
Фабиан Дж. 420
Фалеристика космическая 420
Фам Туан 421
Фаркаш Б. 421
Федерация космонавтики СССР 422
Фёдоров А. П. 422
Фёдоров В. П. 422
Феоктистов К. П. 422
Филателия космическая 422
Филипченко А. В. 424
Филокартия космическая 425
Филумения космическая 425
Французские общества астронавтики 428
Фуллертон Ч. 429
Хартсфилд Г. 430
Хаук Ф. 430
Хейс Ф. 431
Хрунов Е. В. 433
Цандер Ф. А. 434
Цандеровские чтения 434
Центр пилотируемых полётов (ЦПП) имени Л. Джонсона 434
Центр подготовки космонавтов (ЦПК) имени Ю. А. Гагарина 434
Циолковский К. Э. 436
Циолковского медаль 437
Циолковского чтения 437
Цэрэн Ч. 437
Чаффи Р. 438
Челомей В. И. 438
Чижевский А. Л. 438
Шаталов В. А. 438
Шведская космическая корпорация 439
Швейкарт Р. 439
Шепард А. 439
Ширра У. 439
Шмитт Х. 440
Шонин Г. С. 440
Шоу Б. 440
Штернфельд А. А. 440
Эванс Р. 442
Эйзел Д. 444
Энгл Дж. 453
Эно-Пельтри Р. А. Ш. 453
Эно-Пельтри — Гирша премия 454
Эриннофилия космическая 455
Янг Дж. 461
Янгель М. К. 462

2. РАКЕТЫ И КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ

«Авангард» (ИСЗ) 13
«Авангард» (РН) 13
Аварийного спасения система 13
«Авиавнито» 14
«Аврора» 14
Австралийские искусственные спутники Земли — см. *Космическая программа Австралии*
Автоматика системы энергопитания 16
Автоматическая межпланетная станция (АМС) 16
Автономной регистрации система 17
«Аджена» 18
Аккумулятор 18
«Алуэт» 21
Американские искусственные спутники Земли — см. *Космическая программа США*
Американские космические корабли — см. *Космическая программа США*
Американские ракетные самолёты 21
Английские искусственные спутники Земли — см. *Космическая программа Великобритании*
«Аник» 23
«АНС» 24
АПАС 25
«АПЛ» 26
«Аполлон» 26
«АППЛЕ» 28
«Ариабхата» 29
«Ариан» 29
«Ариэль» 29
«Астрон» 31
«Атлас» 34
«Атлас-Скор» 34
«АТС» 37
«Ацур» 38
«АЭМ» 39
«Аэроби» 39
Аэродинамическая устойчивость 39
Аэродинамические нагрузки 39
Аэродинамический момент 40
Аэродинамическое качество 40
Аэродинамическое сопротивление 40
«Аэрос» 40
«Аэросат» 40
Баллистическая ракета 42
Баллистическая траектория 42
«Бампер» 43
БИ 45
«Бикон» 45
Биологический искусственный спутник Земли 46
«Биос» 47
Блок «Д» 48
«Блэк эрроу» 48
Бортовая документация космонавта 49
Бортовое программно-временное устройство космического аппарата 50
«Бхаскара» 52
«ВАК-Корпорал» 53
«Венера» 55
«Вероника» 57
«Вертикаль» 57
«Вертикальный космический зонд» 58
«Викинг» (ракета) 59
«Викинг» (КА) 60
Винклера ракеты 61
Военный искусственный спутник Земли (иностр.) 63
Возвращаемая ступень ракеты-носителя 63
Воздушно-космический корабль (ВКК) 63
«Восток» (КК) 65
«Восток» (РН) 67
«Восход» 68
«Вояджер» 69
«ВРЕСАТ» 70
Гарантийный запас топлива ракеты 77
«ГГСЕ» 78
«ГГТС» 78
«Гелиос» 79
Геодезические искусственные спутники Земли 79
«Геос» (амер. ИСЗ) 80
«Геос» (западноевроп. ИСЗ) 80
Геостационарный искусственный спутник Земли — см. *Стационарный искусственный спутник Земли*
Геофизическая ракета 81
Геофизический искусственный спутник Земли 83
Герметический люк 83
Герметический отсек 84
«ГИРД-09» 87
«ГИРД-Х» 87
«ГОЕС» — см. *«СМС»*
Головная часть космическая 89
Головной обтекатель 90
«Горизонт» 91
«ГП» 91
«ДАТС» 95
Двигательный отсек 96
«Джемини» 99
«Диаман» 100
«Европа» 108
«ЕКС» 109
«ЕСРО» 109
Жидкостный контур системы терморегулирования 111
Западногерманские искусственные спутники Земли — см. *Космическая программа ФРГ*
«Зонд» 129
«ИЗИС» 131
Изотопная энергетическая установка (ИЭУ) 132
Изотопный генератор 132
Иллюминатор 133
«Инджун» 134
Индийские искусственные спутники Земли — см. *Космическая программа Индии*
«Инсат-1» 136
«Интасат» 137
«Интелсат» 137
«Интеркосмос» 138
«Интеркосмос-Болгария-1300» 138
«Итеркосмос-Коперник-500» 139
«ИРАС» 143
«ИРСС» 144

«ИСЕЕ» 144
«Искра» 144
«Искусственная комета» 145
Искусственное облако в космическом пространстве или верхней атмосфере 145
Искусственные спутники Венеры (ИСВ) 145
Искусственные спутники Земли (ИСЗ) 145
Искусственные спутники Луны (ИСЛ) 147
Искусственные спутники Марса (ИСМ) 148
Искусственные спутники Солнца (ИСС), искусственные планеты 148
Искусственный спутник Земли с эллиптической синхронной орбитой 149
Испытания космического комплекса 149
Исследовательская ракета 150
Исследовательский искусственный спутник Земли 150
Итальянские искусственные спутники Земли — см. *Космическая программа Италии*
«ИТОС» 150
«ИУЭ» 151
Канадские искусственные спутники Земли — см. *Космическая программа Канады*
Капсула 155
«Катюша» 157
Кинофотооборудование космического аппарата 160
Китайские искусственные спутники Земли 162
«Колумбия» — см. *«Спейс шаттл»*
«Комстар» 166
Конечная масса ракеты 167
Концентратор солнечной энергии 168
«КОС-Б» 171
Космическая ракета 184
«Космическая стрела» — см. *«Космос-149»*
Космическая съёмка 186
Космический аппарат (КА) 188
Космический корабль (КК) 189
Космический летательный аппарат 189
Космического полёта имитация 189
«Космос» (ИСЗ) 201
«Космос» (РН) 202
«Космос-3» 202
«Космос-5» 202
«Космос-14» 202
«Космос-23» 202
«Космос-26» 203
«Космос-97» 203
«Космос-110» 203
«Космос-122» 203
«Космос-142» 203
«Космос-144» 203
«Космос-149», «космическая стрела» 203
«Космос-156» 203
«Космос-166» 203
«Космос-186» 204
«Космос-188» 204
«Космос-215» 204
«Космос-243» 204
«Космос-261» 204
«Космос-321» 204
«Космос-381» 204
«Космос-605» 204
«Космос-782» 204
«Космос-900» 205
«Космос-936» 205
«Космос-1000» 205
«Космос-1076» 205
«Космос-1129» 205
«Космос-1151» 205
«Космос-1500» 205
«Космос-1514» 205
Кресло космонавта 208
Крылатая ракета 209
«КТС» 210
«Кэннон бол» 211
«Лагеос» 212
«Ламбда - 4С» 212
Летательный аппарат (ЛА) 213
Лётные испытания космического комплекса 213
Либрационные искусственные спутники Земли 214
Лобовое сопротивление 215
«Л-Сат» 218
«Луна» 221
«Лунар орбитер» 223
Лунный корабль (ЛК) 225
Лунный самоходный аппарат, луноход 225
Лунолёт 227
Луноход — см. *Лунный самоходный аппарат*
«Лэндсат» 227
«Магион» 229
Магнитогидродинамический преобразователь 229
«Маркс» 231
«Маринер» 232
«Марс» 234
Марсианский самоходный аппарат, марсоход 235
«МАС» 236
«Маскет бол» 236
Маха число, М-число 237
«МДС» — см. *«Пегас»*
Межбаковый отсек 237
Межконтинентальная баллистическая ракета (МБР) 240
Межорбитальные буксиры 240
Межпланетный космический корабль (МКК) 240
«Меркурий» 242
«Метеор» 243
Метеорная опасность 245
Метеорологическая ракета 247
Метеорологический искусственный спутник Земли 248
«Метеор-природа» 249
«Метеосат» 249
«Ми» 250
«Миранда» 251
«ММС» 251
Многоступенчатая ракета — см. *Составная ракета*
«Молния» (ИСЗ) 252
«Молния» (РН) 253
«Н-1» 256
Навигационный искусственный спутник Земли 257
Нагрузки на конструкцию космического аппарата 258
Наддув баков 258
Несущие баки 267
«Нимбус» 268
«НОАА» — см. *«ИТОС»* и *«ТИРОС»*
«ОАО» 271
Обитаемый отсек (помещение, кабина) 272
«ОГО» 275
Оптические характеристики поверхности космического аппарата 277
Орбитальная станция 278
«Ореол» 279
«ОСКАР» 283
«ОСО» 283
«ОТРАГ» 285
«ОТС» 285
«ОФО» 286
«П-76-5» 287
«ПАГЕОС» 287
«Палапа» 287
Парашютная система 288
«Пегас», «МДС» 289
Первые советские искусственные спутники Земли 290
Переходный отсек космического аппарата или ракеты-носителя 292
Переходный тоннель 292
«ПИКС» 294
«Пионер», «Пайонир» 294
Пиротехнические устройства ракеты-носителя или космического аппарата 295
Подвесные баки 298
Подъёмная сила 298
Полезный груз ракеты 299
«Полёт» 299
Приборный отсек 302
Приземления система 302
«Прогноз» 303
Программа полёта космического аппарата 304
«Прогресс» 304
«Просперо» 306
Противометеорная защита 306
«Протон» (ИСЗ) 306
«Протон» (РН) 307
Пульт космонавта 308
Р-1А, Р-1Б, Р-1В, Р-1Д, Р-1Е 312
Р-2А 312
Р-5А, Р-5Б, Р-5В 312
Рабочий запас топлива 312
Радиационная защита 313
Радиационная поверхность космического аппарата 313
Радиационное воздействие на космический аппарат 313
Радиационный теплообменник 314
«Радио» 314
«Радуга» (ИСЗ) 317
Разделения система 317
Ракета 318
Ракета-носитель (РН) 322
Ракетная ступень 322
Ракетный блок 322
Ракетный летательный аппарат 325
Реактивный летательный аппарат 332
Реактор-электрогенератор 334
«Рейнджер» 337
«Реле» 336
«РМ» 337
«Ровер» — наименование американского *лунного самоходного аппарата*
«Рохини», РС 338
РП-318 338
«РС» 338
«Сакура» 340
«Салют» 340
«Сан-Марко» 344
«Сатком» 345
«Сатурн» 346
«СБС» 347
Связной искусственный спутник Земли 347
«Сервейор» 349
«СЕРТ-2» 350
Силовой набор 350
«Симфония» 350
«Синком» 351
Синхронный искусственный спутник Земли 351
«Сирио-1» 351
«Сисат-А» 352
Система безопасности носителя (СБН) 352
Система обеспечения теплового режима космического аппарата (СОТР) 356
Система опорожнения баков (СОБ) 356
Система энергопитания (СЭП) 357
«Скайлэб» 357
«Скаут» 358
Скачок уплотнения 360
«СЛВ-3» 360
«СММ» — см. *«ММС»*
«СМС» 361
«Снег-3» 361
Советские искусственные спутники Земли — см. *Космическая программа СССР*
Советские корабли-спутники — см. *«Восток»*
Советские космические корабли — см. *Космическая программа СССР*

Советские ракеты-носители — см. *Космическая программа СССР*
Солнечная батарея (СБ) 363
Солнечная энергетическая установка (СЭУ) 364
«Солрад» 367
Составная ракета, многоступенчатая ракета **368**
«Союз» (КК) 369
«Союз» (РН) 373
«Союз Т» 373
Спасательный космический аппарат (СКА) 375
«Спейс шаттл» 375
«Спейслэб» 376
Спускаемый аппарат (СА) 378
«Спутник» 378
Средства испытаний космического комплекса **381**
Стабилизаторы 382
Стартовый вес 383
«Стационар» 385
Стационарный искусственный спутник Земли, геостационарный **385**
Ступеней соотношение 386
Стыковка космических аппаратов **386**
Стыковки начальные условия 387
Стыковки системы 387
Стыковочное устройство 387
Стыковочный агрегат 388
Стыковочный модуль 388
Суборбитальный полёт 388
Сцепка при стыковке **389**
«СЭП» 389
«ТД-1А» 390
«Телстар» 391
Тепловая защита спускаемого аппарата **391**
Тепловая труба 392
Тепловые испытания космического аппарата **392**
Теплообмен излучением, лучистый теплообмен **392**
Теплообменный агрегат системы терморегулирования **393**
Терморегулирования система космического аппарата **394**
Термоэлектрический преобразователь 395
Термоэмиссионный преобразователь, термоионный преобразователь, термоэлектронный преобразователь **396**
«ТИРОС» 397
«Титан» 397
Топливный отсек ракеты или ракетного блока **399**
Топливный элемент 399
«Тор» 399
«Торад» 400
Тормозное излучение 400
Транспортный корабль (ТК) космический **407**
Трение в космосе **408**
Тяговооружённость 410
Угол атаки 411
Угол аэродинамической балансировки спускаемого аппарата — см. *Аэродинамический момент*
Ударная волна 412
«Уэстар» 419
Фау 421
Фототелевизионная система 427
Фотоэлектрический преобразователь (ФЭП) 427
Французские искусственные спутники Земли 428
Характеристическая скорость ракеты-носителя (космического аппарата) **430**
Хвостовой отсек 430
«ХЕАО» 431
«ХЕОС» 431
«Химавари» 431
Холодильник-излучатель — см. в ст. *Радиационный теплообменник*
Центр давления 434
Циолковского формула 437
Циолковского число 437
«Челленджер» — см. *«Спейс шаттл»*
Шлюзовой отсек 440
«Экзосат» 444
«Экран» 445
«ЭКС» 446
«Эксплорер» 446
Электромашинная энергетическая установка 449
«Электрон» 449
Электрохимическая энергетическая установка 452
Эрозия метеорная 455
«ЭРТС» — см. *«Лэндсат»*
«ЭССА» 455
«Эхо» 456
«Юнона-1» 457
«Юнона-2» 457
«Юпитер-С», «Юнона-1» 459
«Юри» 459
Ядерная энергетическая установка (ЯЭУ) 459
«Янтарь-1» 462
Японские искусственные спутники Земли 463

3. АВТОМАТИЗИРОВАННЫЕ СИСТЕМЫ И КОМПЛЕКСЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

Автоматизированная система управления космическим аппаратом **14**
«Академик Сергей Королёв» 18
Баллистический центр 42
Бортовой комплекс управления (БКУ) 50
Информационное обеспечение автоматизированной системы управления КА **141**
Кинотеодолитная станция 160
Командно-измерительная система 164
Командно-измерительный пункт — см. *Наземный автоматизированный комплекс управления*
Координационно-плановая служба наземного автоматизированного комплекса управления **169**
Корабли слежения 169
Космическая обстановка 173
Космическая система 185
«Космонавт Виктор Пацаев» 198
«Космонавт Владимир Комаров» 198
«Космонавт Владислав Волков» 198
«Космонавт Георгий Добровольский» 198
«Космонавт Павел Беляев» 198
«Космонавт Юрий Гагарин» 198
Математическое обеспечение в космонавтике **236**
Наземный автоматизированный комплекс управления (НАКУ) 260
Наземный комплекс управления космическими аппаратами **262**
Наземный специальный комплекс 262
Поисково-спасательный комплекс 298
Полигон посадки космических аппаратов **299**
Пункт приёма специальной информации 308
Радиотелеметрическая система 315
Система единого времени (СЭВ) 352
Управление космическим аппаратом в полёте **415**
Центр дальней космической связи (ЦДКС) 434
Центр управления полётом (ЦУП) космических летательных аппаратов **435**
Центральный командный пункт — см. *Наземный автоматизированный комплекс управления*
Центральный пункт управления — см. *Наземный автоматизированный комплекс управления*

4. КОСМОДРОМЫ

Акустическая нагрузка в ракетной технике **20**
Аннё 23
Арматура заправочных систем 30
Арматура пневматическая стартового комплекса космодрома **30**
Байконур 42
Барботирование топлива 43
Баррейру-ду-Инферну 44
Башня обслуживания 44
Бискаррос 47
Блокировка пуска 48
Вакуумная изоляция — см. *Термоизоляция ёмкостей*
Ванденберг 53
Ветровые захваты 58
Виброиспытания 59
Водообмывщик 62
Воздухоподогреватель 63
Восточный испытательный полигон, Атлантический ракетный полигон **68**
Вумера 70
Вытеснительная заправка — см. в ст. *Заправка* ракеты-носителя
Газификация сжиженного газа **72**
Газозаправщик 74
Газоотводный канал 74
Газоотражатель 74
Газоотражательный лоток 75
Газорассекатель — см. *Рассекатель*
Газосброс топливной ёмкости **75**
Газы сжатые 75
Гвианы Французской полигон — см. *Куру*
Гидробуфер 86
Гидродомкрат 86
Гидроподвеска пусковой установки 86
Грозозащита ракеты 93
Деаэрация топлива 98
Дистанционная система контроля на космодроме **103**
Дозаправка топливом 105
Дозатор 105
Дренаж 106
Ёмкости заправочных систем 109
Железнодорожный контейнер для ракеты **111**
Западный испытательный полигон 117
Заправка ракеты-носителя **117**
Заправочная станция 119
Заправочные системы 119
Заправщик 119
Измерительный комплекс космодрома (ИКК) 131
Испаритель кислорода 149
Кабель-заправочная мачта 152
Канаверал 155
Капустин Яр 155
Кваджалейн 158
Кеннеди мыс 159
Кируна 162
Ключ пуска 163
Компрессорная станция 166
Космодром 196
Куру 211
Ланды — см. *Бискаррос*
Ложемент 215
Мембранное устройство 241
Монтажно-испытательный корпус (МИК) 253
Наведение ракеты 256
Нагрузка ветровая 258
Наддув ёмкости 259
Наземное оборудование космических комплексов 259

Наземные испытания космического комплекса **259**
Наземные испытания ракеты-носителя и космического аппарата **260**
Наполнительное соединение 262
Насыщение топлива газом 263
Нейтрализация ракеты 266
Нейтрализация топлива 266
Обмывочные операции 272
Обратная конденсация криогенного топлива **272**
Опрессовка 276
Осущительная установка на космодроме **283**
Охлаждение криогенного топлива **286**
Охлаждение топливных коммуникаций **286**
Памёнгпёк 287
Пенемюнде 289
Пистолет опрессовочный 296
Плесецк 297
Площадка обслуживания 297
Пневморазъём 298
Подпитка — см. в ст. *Заправка* ракеты-носителя
Подпитчик — см. в ст. *Заправка* ракеты-носителя
Порошково-вакуумная изоляция — см. в ст. *Термоизоляция ёмкостей*
Потерна 301
Проверочно-пусковое оборудование 303
Пульт пуска 308
Пульт управления заправкой — см. в ст. *Заправка* ракеты-носителя
Пуск ракеты 308
Пусковая платформа — см. в ст. *Стартовый комплекс*
Пусковая установка (ПУ) **309**
Пусковое сооружение 311
Пусковой стол 311
Рассекатель, газорассекатель **326**
Регламент элементов космического комплекса 335
Ресиверная на космодроме **336**
Сальто-ди-Куирра 340
Сан-Марко 344
Сборка ракеты на космодроме — см. в ст. *Космодром*
Слив топлива 361
Снятие ракеты 362
Станция нейтрализации 383
Станция откачки на космодроме **383**
Стартовая площадка — то же, что *стартовая позиция*
Стартовая позиция, стартовая площадка **383**
Стартовый комплекс (СК) **383**
Стыковочно-монтажное оборудование 387
Стыковочные механизмы коммуникаций 387
Танегасима 390
Термоизоляционный чехол 394
Термоизоляция ёмкостей 394
Термостатирование 395
Техническая позиция космодрома **396**
Технический комплекс космодрома **396**
Технологическое оборудование космодрома — см. *Наземное оборудование космических комплексов*
Течеискатель гелиевый 397
Тихоокеанский ракетный полигон 398
Точность заправки 401
Транспортировка ракеты 406
Транспортно-установочная тележка 406
Транспортно-установочный агрегат 406
Тхумба 410
Уайт-Сандс 411
Уоллопс 413
Уровнемер 416
Установка ракеты на пусковую установку **417**
Установщик ракеты **418**
Утиноура 419
Ферма обслуживания 422
Фильтрация газов 425
Фильтрация топлива 425
Хай-Даун 430
Хаммагир 430
Холодильные агенты 432
Холодильный центр космодрома **433**
Холодоносители 433
Хранилище ракет 433
Хранилище топлива 433
Циклограмма пуска ракеты-носителя **436**
Чамикаль 437
Чанчэнцзе, Шуанчэнцзы **437**
Черчилл 438
Шланги топливные **439**
Шрихарикота 440
Шуанчэнцзы — см. *Чанчэнцзе*
Эжекция при пуске ракеты **444**
Экранно-вакуумная изоляция — см. в ст. *Термоизоляция ёмкостей*
Электроразъём стартовый **450**

5. РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Абляция 13
Автоколебательная система 14
Автоматика жидкостного ракетного двигателя **15**
АДжей-10-137 17
АДжей-10-138 17
Аккумулятор давления 19
«Алголь» 20
Аннигиляционный ракетный двигатель— то же, что *фотонный ракетный двигатель*
«Антарес» 24
Апогейный ракетный двигатель 26
Атомный ракетный двигатель — то же, что *ядерный ракетный двигатель*
АшМ-7 38
«Аэроспайк» 41
Баллонная подача рабочего тела (топлива) — вид *вытеснительной подачи*
Блочный жидкостный ракетный двигатель 48
Бустерный насос 52
Бустерный ракетный двигатель — то же, что *стартовый ракетный двигатель*
«Валуа» 53
Вдув в сопло ракетного двигателя **53**
«Вексен», «Вэксен» 53
Вектором тяги управление 54
Верньерный ракетный двигатель — см. *Управляющие ракетные двигатели*
«Викинг» 60
Включение ракетного двигателя — см. *Запуск ракетного двигателя*
Внутренняя баллистика ракетного двигателя твёрдого топлива **61**
Воздушно-ракетный двигатель 63
Воздушно-реактивный двигатель — см. *Реактивный двигатель*
Воспламенение топлива в ракетном двигателе — см. в ст. *Зажигание* **64**
Вспомогательный ракетный двигатель — см. в ст. *Ракетный двигатель*
Высокочастотный ракетный двигатель — один из видов *электротермического ракетного двигателя*
Вытеснительная подача рабочего тела (топлива) **71**
«Вэксен» — см. *«Вексен»*
Газовые рули 72
Газовый ракетный двигатель 72
Газогенератор (ГГ) жидкостного ракетного двигателя **73**
Газофазный ядерный ракетный двигатель 75
«Гамма» 77
Гелиотермический ракетный двигатель— то же, что *солнечный ракетный двигатель*
Гибридный ракетный двигатель (ГРД), ракетный двигатель гибридного топлива, ракетный двигатель смешанного топлива **84**
Горения неустойчивость в ракетном двигателе — см. *Неустойчивость рабочего процесса*
Д-1-А-1100 95
Двигатель 09 96
Двигатель 10 96
Джей-2 99
Доводка жидкостного ракетного двигателя **104**
Дожигание в жидком ракетном двигателе **105**
Донный эффект 106
Дросселирование жидкостного ракетного двигателя **107**
Ёмкостное охлаждение 109
Жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) **112**
Жидкофазный ядерный ракетный двигатель 114
Завесное охлаждение, плёночное охлаждение **115**
Зажигание в химическом ракетном двигателе **115**
Заливка жидкостного ракетного двигателя **117**
Запуск ракетного двигателя 119
Захолаживание двигательной установки **120**
Изотопный ракетный двигатель — то же, что *радиоизотопный ракетный двигатель*
Импульс последействия ракетного двигателя **133**
Импульс тяги ракетного двигателя (двигательной установки) **133**
Импульсный ракетный двигатель 133
Импульсный ядерный ракетный двигатель, пульсирующий ЯРД **134**
Индивидуальная ракетная двигательная установка 134
Индукционный ракетный двигатель — один из видов *электротермического ракетного двигателя*
Ионный ракетный двигатель — один из видов *электростатического ракетного двигателя*
Кавитация в двигательных установках **152**
Камера жидкостного ракетного двигателя **153**
Камера ракетного двигателя **154**
Карданный подвес 155
Кауфмана двигатель 158
Качание ракетного двигателя **158**
Квантовый ракетный двигатель — то же, что *фотонный ракетный двигатель*
КДУ-414 159
Колебания в ракетном двигателе — см. в ст. *Неустойчивость рабочего процесса*
Коллоидный электрический ракетный двигатель — вид *электростатического ракетного двигателя*
Коллоидный ядерный ракетный двигатель 164
Комбинированный реактивный двигатель 165
Корректирующий ракетный двигатель 171
Космический двигатель 189

Коэффициент массового совершенства ракетного двигателя твёрдого топлива **207**
Коэффициент объёмного заполнения ракетного двигателя твёрдого топлива, плотность заряжания **207**
Коэффициент полезного действия (кпд) ракетного двигателя **207**
КРД-61 208
КТДУ-5А 209
КТДУ-35 209
КТДУ-417 209
КТДУ-425А 210
Лазерный двигатель 212
Линейный жидкостный ракетный двигатель — см. *«Аэроспайк»*
ЛМДЭ 215
ЛР-79-НА 216
ЛР-81-БА-9 216
ЛР-87-АДжей-5 216
ЛР-89-НА 217
ЛР-91-АДжей-5 217
ЛР-99-РМ-1 217
ЛР-105-НА 218
Магнитогазодинамический двигатель, магнитогидродинамический двигатель, МГД-двигатель — вид *электромагнитного ракетного двигателя*
Магнитоплазмодинамический двигатель 230
Маршевый ракетный двигатель, основной, разгонный ракетный двигатель **236**
Микродвигатель ракетный **250**
Многодвигательная установка на ракете **251**
Модульный ракетный двигатель 252
Мощность ракетного двигателя полезная (тяговая) **254**
Насосная подача топлива в жидкостный ракетный двигатель **263**
Настройка жидкостного ракетного двигателя **263**
Неустойчивость рабочего процесса ракетного двигателя, неустойчивость горения в ракетном двигателе **267**
Огневые испытания ракетного двигателя **273**
Омический ракетный двигатель — вид *электротермического ракетного двигателя* **276**
ОР 277
ОРМ 281
Останов жидкостного ракетного двигателя **283**
Относительная масса турбонасосного агрегата **285**
Отсечка тяги ракетного двигателя твёрдого топлива **285**
Парогазогенератор — см. *Газогенератор*
Перегородки антипульсационные в ракетном двигателе — см. *Неустойчивость рабочего процесса*
Перигейный ракетный двигатель 292
Пинчевый электрический ракетный двигатель — вид *электромагнитного ракетного двигателя*
Плазменно-ионный ракетный двигатель 296
Плазменный ракетный двигатель — то же, что *электромагнитный ракетный двигатель*
Плёночное охлаждение — то же, что *завесное охлаждение*
Плотность заряжания ракетного двигателя твёрдого топлива — то же, что *коэффициент объёмного заполнения*
Плотность тяги электрического ракетного двигателя **297**
Пневматический ракетный двигатель 298
Пористое охлаждение — то же, что *транспирационное охлаждение*
Пороховой ракетный двигатель — то же, что *ракетный двигатель твёрдого топлива*
Преднасос — см. *Бустерный насос*
Пульсирующий ядерный ракетный двигатель — то же, что *импульсный ядерный ракетный двигатель*
Р-4Д 312
Радиационное охлаждение 313
Радиоизотопный парус 315
Радиоизотопный ракетный двигатель, изотопный ракетный двигатель **315**
Разгонный ракетный двигатель — то же, что *маршевый ракетный двигатель*
Ракетная двигательная установка 322
Ракетно-прямоточный двигатель — см. *Воздушно-ракетный двигатель*
Ракетно-турбинный двигатель — см. *Воздушно-ракетный двигатель*
Ракетный двигатель (РД) 322
Ракетный двигатель гибридного топлива — то же, что *гибридный ракетный двигатель*
Ракетный двигатель с центральным телом — см. *Сопло с центральным телом*
Ракетный двигатель смешанного топлива — то же, что *гибридный ракетный двигатель*
Ракетный двигатель твёрдого топлива (РДТТ), твердотопливный ракетный двигатель, пороховой ракетный двигатель **323**
Расходный комплекс камеры ракетного двигателя **326**
Расходонапряжённость газового канала **326**
РД-1 конструкции А. М. Исаева **326**
РД-1ХЗ 327
РД-100, РД-101, РД-103 327
РД-107 327
РД-108 329
РД-111 329
РД-119 329
РД-214 330
РД-216 330
РД-219 330
РД-253 330
РД-301 331
Реактивная тяга — см. *Тяга*
Реактивный двигатель, двигатель прямой реакции **332**
Реактор ядерного ракетного двигателя **333**
Реверс тяги ракетного двигателя твёрдого топлива **334**
Регенеративное охлаждение 334
Режим работы ракетного двигателя **335**
РЗет-2 337
РЛ-10 337
РС-18 338
РС-2701 338
Рулевые ракетные двигатели — см. *Управляющие ракетные двигатели*
Сегментный ракетный двигатель твёрдого топлива — то же, что *секционный ракетный двигатель твердого топлива*
Секционный ракетный двигатель твёрдого топлива, сегментный **348**
Смесительная головка камеры (газогенератора) **361**
Солнечно-электрическая ракетная двигательная установка 365
Солнечный парус 366
Солнечный ракетный двигатель, солнечный термический ракетный двигатель, гелиотермический ракетный двигатель **366**
Сопло реактивное **367**
Сопло с центральным телом 368
СРМ 381
ССМЭ 381
Стартёр пороховой 383
Стартовый ракетный двигатель, бустерный ракетный двигатель, ускоритель **385**
Струйный насос — см. *Эжектор*
Сублимационный ракетный двигатель — см. *Газовый ракетный двигатель*
Твердотопливный ракетный двигатель — см. *Ракетный двигатель твёрдого топлива*
Твердофазный ядерный ракетный двигатель 390
ТДУ-1 390
Тепловыделяющий элемент, топливный элемент ядерного реактора, ТВЭЛ **392**
Термохимический ракетный двигатель — см. *Ракетный двигатель*
Термоядерный ракетный двигатель (ТЯРД) **396**
Тормозной ракетный двигатель 400
Торцевой электрический ракетный двигатель — вид *электромагнитного ракетного двигателя*
Транспирационное охлаждение, пористое охлаждение **406**
Турбонасосный агрегат (ТНА) **409**
Турборакетный двигатель — см. *Воздушно-ракетный двигатель*
Турбулентное горение в ракетном двигателе твёрдого топлива — то же, что *эрозионное горение*
Тяга ракетного двигателя **410**
Удельная масса жидкостного ракетного двигателя **412**
Удельная мощность турбонасосного агрегата (турбины) **412**
Удельная тяга ракетного двигателя **412**
Удельный импульс тяги ракетного двигателя, удельный импульс ракетного двигателя **412**
Управляющие ракетные двигатели 415
Ускоритель 417
Устойчивость рабочего процесса ракетного двигателя — см. *Неустойчивость рабочего процесса*
Ф-1 420
Форсуночная головка камеры (газогенератора) **426**
Фотонный ракетный двигатель, аннигиляционный ракетный двигатель, квантовый ракетный двигатель **426**
Характеристическая скорость в камере ракетного двигателя **476**
ХВК 109-509А 430
Химический ракетный двигатель 432
Холловский электрический ракетный двигатель — вид *электромагнитного ракетного двигателя*
Холодные испытания ракетного двигателя **433**
Цена тяги электрического ракетного двигателя **434**
Циклограмма работы ракетного двигателя (двигательной установки) **436**
Шнек 440
Эжектор 443
Эйч-1 444
Электрический ракетный двигатель, электроракетный двигатель (ЭРД) **446**
Электровзрывной ракетный двигатель — вид *электротермического ракетного двигателя*
Электродуговой ракетный двигатель — вид *электротермического ракетного двигателя*

Электромагнитный ракетный двигатель, плазменный ракетный двигатель **448**
Электронагревный ракетный двигатель — то же, что *электротермический ракетный двигатель*
Электросопротивления ракетный двигатель — вид *электротермического ракетного двигателя*
Электростатический ракетный двигатель 450
Электротермический ракетный двигатель, электронагревный ракетный двигатель **451**
ЭРД 455
Эрозионное горение в ракетном двигателе твёрдого топлива, турбулентное горение **455**
Эрозионный электрический ракетный двигатель — вид *электромагнитного ракетного двигателя*
ЮА-1205 457
Ядерно-электрическая ракетная двигательная установка 460
Ядерный ракетный двигатель (ЯРД), атомный ракетный двигатель **460**

6. РАКЕТНОЕ ТОПЛИВО

Азот жидкий 18
Азота окислы, азота оксиды **18**
Азотная кислота 18
Азотнокислотные ракетные окислители 18
Азотный тетроксид — то же, что *четырёхокись азота*
Азотсодержащее горючее 18
Алюминий 21
Амины 22
Аммиак жидкий 22
Анилин 23
Атомарное ракетное топливо 37
Аэрозин-50 40
Баллистит 42
Бездымный ракетный порох 44
Бериллий 45
Бороводороды, бораны, гидриды бора **49**
Водород жидкий 62
Водород шугообразный 62
Воспламенитель заряда **64**
Время индукции в процессах горения — то же, что *задержка воспламенения топлива*
Высококипящее ракетное топливо 71
Высококипящий компонент ракетного топлива **71**
Газообразное ракетное топливо 74
Гелеобразное топливо — то же, что *желеобразное топливо*
Гетерогенное твёрдое ракетное топливо — то же, что *смесевое твёрдое ракетное топливо*
Гибридное ракетное топливо 84
Гидразин 85
Гидразина производные, гидразины **85**
Гидрид бериллия 86
Гидриды бора — то же, что *бороводороды*
Гомогенное твёрдое ракетное топливо — то же, что *коллоидное твёрдое ракетное топливо*
Горючее 91
Двухкомпонентное ракетное топливо 97
Двухосновное топливо — то же, что *коллоидное твёрдое ракетное топливо*
Диборан жидкий 101
Диметилгидразин несимметричный 101
Дифторид кислорода жидкий (монооксид фтора, окись фтора) **103**
Диэтиламин 104
Диэтиленгликольдинитрат 104
Долгохранимое ракетное топливо 106
Желеобразное топливо, гелеобразное топливо **111**
Жидкое ракетное топливо 111
Жидкое ракетное топливо раздельной подачи **111**
Задержка воспламенения топлива, время индукции **115**
Заряд твёрдого ракетного топлива **120**
Изопропилнитрат, изопропиловый эфир азотной кислоты **132**
Ингибитор 134
Инициатор воспламенения топлива 136
Катализатор 156
Катализаторы горения твёрдого ракетного топлива **156**
Керосин 160
Кислород жидкий 162
Коллоидное твёрдое ракетное топливо, гомогенное, двухосновное **164**
Компонент ракетного топлива **166**
Кордит 169
Коэффициент избытка окислительных элементов 207
Коэффициент избытка окислителя 207
Коэффициент соотношения компонентов ракетного топлива **207**
Криогенное ракетное топливо 209
Криогенный компонент ракетного топлива **209**
Ксилидин 209
Меланж 241
Металлоорганическое горючее 243
Металлсодержащее топливо 243
Метастабильное ракетное топливо 243
Метиловый спирт 249
Многокомпонентное ракетное топливо 251
Монометилгидразин 253
Монооксиь фтора — см. *Дифторид кислорода жидкий*
Несамовоспламеняющееся ракетное топливо 267
Низкокипящее ракетное топливо 268
Низкокипящий компонент ракетного топлива **268**
Нитраты целлюлозы, нитроцеллюлозы **269**
Нитроглицерин, глицеринтринитрат **269**
Нитрометан 269
Однокомпонентное ракетное топливо 275
Озон жидкий 275
Окислитель 276
Окислитель смесевой для ЖРД **276**
Окись фтора, оксид фтора — см. *Дифторид кислорода жидкий*
Октоген, циклотетраметилентетранитрамин **276**
Отвердители твёрдых ракетных топлив **284**
Охлаждающая способность топлива 286
Пентаборан 289
Пентафторид хлора 290
Перекись водорода 292
Переохлаждение компонентов жидких топлив **292**
Перхлорат аммония 293
Перхлорат калия, калий хлорнокислый **293**
Перхлорилфторид — то же, что *фтористый перхлорил*
Пластификатор твёрдого ракетного топлива **297**
Плотность ракетного топлива **297**
Приведённая сила ракетного топлива **302**
Присадки к топливу **302**
Псевдожидкое топливо 307
Пусковое топливо 311
Рабочее тело РД, рабочее вещество **312**
Радиационная стойкость ракетного топлива **313**
Радикал свободный 314
Ракетное топливо 322
Самовоспламеняющееся ракетное топливо 344
Связующее смесевого твёрдого ракетного топлива **347**
Скипидар 360
Скорость горения твёрдого ракетного топлива **360**
Смесевое твёрдое ракетное топливо, гетерогенное **361**
Стабилизатор ракетного топлива **382**
Стабильность ракетного топлива **383**
Стехиометрия, стехиометрический состав **386**
Суспензия 389
Твёрдое ракетное топливо 390
Теплота сгорания ракетного горючего **393**
Теплота химической реакции ракетного топлива **393**
Термостабильность ракетного топлива **395**
Тетранитрометан 396
Тетрафторгидразин 396
Тиксотропная суспензия 397
Тиксотропное топливо 397
Токсичность компонентов ракетного топлива **398**
«Тонка-250» 399
Трёхкомпонентное ракетное топливо 408
Трифторид азота, трёхфтористый азот **408**
Трифторид хлора, трёхфтористый хлор **408**
Триэтиламин 408
Углеводородные горючие 411
Унитарное ракетное топливо 413
Флегматизатор 426
Фтор жидкий 428
Фтористый перхлорил, перхлорилфторид **429**
Фторные окислители 429
Хайдин 430
Химическое ракетное топливо 432
Хлорная кислота 432
Чёрный порох дымный **438**
Четырёхокись азота, азотный тетроксид **438**
Этилена окись 455
Этиловый спирт 455
Эффективность ракетного топлива относительная **456**
Ядерное ракетное топливо 460

7. УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ И КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Автомат стабилизации 14
Автономная навигационная система космического аппарата **16**
Автономная система ракеты-носителя и космического аппарата **16**
Акселерометр 19
Активная система управления ориентацией 19
Активный участок 19
Альтиметр — то же, что *высотомер*
Аналого-цифровой комплекс 22
Астродатчик 31
Астроинерциальная навигация 31
Астрокоррекция 31
Астрономическая навигация 32
Аэродинамический спуск 40
Баллистический спуск 42
Бескарданные системы управления **45**
Бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ) **50**

Визиры 59
Возмущающие моменты 64
Выведение космического аппарата с помощью ракеты-носителя 71
Высотомер, альтиметр 71
Гашение кинетического момента маховых масс 78
Гашение угловой скорости космического аппарата 78
Гироскоп 87
Гироскопическая вертикаль 87
Гироскопическая орбита 87
Гироскопическая стабилизированная платформа 88
Гироскопические силовые стабилизаторы космического аппарата 88
Гироскопический интегратор 88
Гравитационная система ориентации космического аппарата 92
Гравитационный момент 93
Гравитационный стабилизатор 93
Дальний участок сближения 95
Датчик горизонта 95
Датчик кажущейся скорости 95
Датчик ориентации 95
Датчик ориентации магнитный 95
Датчик позиционный (в системах ориентации и угловой стабилизации) 95
Датчик рассогласования скорости 96
Датчик солнечный 96
Датчик угловой скорости 96
Демпфирование угловых движений космического аппарата 98
Изменение плоскости орбиты 131
Импульсный режим работы ракетного двигателя ориентации (РДО) 134
Инерциальная навигация 135
Инерциальная система отсчёта 135
Инерциальная система управления 135
Инерционные исполнительные органы системы ориентации 135
Интегратор линейных ускорений, датчик кажущейся скорости 137
Интегрирующий гироскоп 137
Инфракрасная вертикаль 141
Ионный датчик ориентации 141
Исполнительные органы системы управления космическим аппаратом 149
Кажущаяся скорость 153
Кажущееся ускорение 153
Канал тангажа, курса (рысканья), крена (вращения)— см. *Тангажа, курса, крена углы*
Канопус 155
Колебания топлива в баках ракеты-носителя и космического аппарата 163
Комбинированные методы навигации 165
Конечный участок сближения 167
Контакт подъёма 168
Коридор входа 170
Коррекция орбиты искусственного спутника 171
Коррекция траектории космического аппарата 171
Манёвр в космонавтике 231
Мягкая посадка 255
Мягкое сближение космического аппарата — см. *Сближение космического аппарата*
Навигационная документация космонавта 256
Навигационная система космического аппарата 256
Навигация космическая 257
Некорректируемый гироскоп — см. *Свободный гироскоп*
Нутации космического аппарата 270
Одноосная ориентация 275
Опорные ориентиры 276
Орбитальная ориентация 278
Ориентации контроль 279
Ориентации установившийся режим 279
Ориентация, управление ориентацией 280
Ориентация ручная, управление ориентацией ручное 281
Ориентация солнечных батарей космического аппарата 281
Оси ракеты-носителя и космического аппарата 282
Оси ориентации 283
Остаточная угловая скорость космического аппарата 283
Параллельное сближение космического аппарата — см. *Сближение* космического аппарата
Пассивная система управления ориентацией 289
Пассивный участок 289
Планирующий спуск 297
Плечо тяги реактивного двигателя ориентации — см. *Реактивная система управления*
Подвес гироскопа 298
Поиск опорных ориентиров в космонавтике 298
Полупассивная система управления ориентацией 299
Поплавковый гироскоп 300
Посадочный импульс 301
Построитель вертикали 301
Прибор боковой стабилизации 301
Прибор нормальной стабилизации 302
Причаливание 302
Программа угла тангажа 304
Программный поворот 304
Радиоинерциальная навигация 315
Радиоконтроль орбиты 315
Радионавигационный маяк 315
Радионавигация космического аппарата 315
Разгрузка инерционных исполнительных органов системы ориентации — см. *Гашение кинетического момента*
Реактивная система управления космическим аппаратом 331
Реактивные маховые массы 332
Регулятор кажущейся скорости 335
Рулевые машины 339
Ручное управление 339
Сближение космического аппарата 346
Свободный гироскоп 347
Свободный полёт ракеты-носителя и космического аппарата 347
Свободных траекторий метод — см. в ст. *Сближение*
Сеанс ориентации 348
Секстант космический 348
Силовые элементы системы управления — см. *Исполнительные органы*
Солнечный датчик — см. *Датчик солнечный*
Спуск космического аппарата 377
Спуск с ракетным торможением 377
Спуск с торможением атмосферой 377
Стабилизация 382
Стабилизация вращением 382
Стабилизированная платформа 383
Стартовое окно, пусковое окно 383
Стартовый участок 385
Тангажа, курса, крена углы 390
Терминальная система управления ракеты-носителя и космического аппарата 393
Торможение реактивных маховых масс — см. *Гашение кинетического момента*
Тормозной импульс 400
Траекторные измерения 405
Трёхосная ориентация 408
Угловая стабилизация — см. в ст. *Стабилизация*
Угол входа в атмосферу 411
Управление движением ракеты-носителя и космического аппарата 413
Управляемый спуск космического аппарата 415
Управляющая сила 415
Управляющий момент 415
Упругие колебания 416
Уставка 417
Уход гироскопа 419
Чувствительный элемент 438
Швартовка космического аппарата 439
Электромагнитные исполнительные органы систем ориентации космического аппарата 448
Эллипсоид инерции 453

8. ДИНАМИКА КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЁТА

Аномалия истинная 23
Аномалия силы тяжести 23
Аномалия средняя 23
Аномалия эксцентрическая 24
Апогей 26
Апогейное расстояние 26
Апоселений 28
Апоцентр 28
Аргумент широты 29
Астродинамика 31
Афелий 38
Афелийное расстояние 38
Баллистический коэффициент 42
Барицентрические координаты 43
Большая полуось эллиптической орбиты 49
«Большой тур» 49
Вектор Лапласа 54
Возмущения вековые 64
Возмущения долгопериодические 64
Возмущения короткопериодические 64
Возмущения орбиты 64
Возмущения первого порядка 64
Возмущения смешанные 64
Возмущённое движение 64
Восходящий узел — см. *Элементы орбиты*
Время существования искусственного спутника 70
Всемирного тяготения закон 70
Вторая космическая скорость 70
Высота апогея 71
Высота апоселения 71
Высота перигея 71
Высота периселения 71
Гамильтона уравнения 77
Гелиоцентрические координаты 79
Гелиоцентрическое расстояние 79
Географические координаты 79
Геоцентрические координаты 83
Геоцентрическое расстояние 83
Гипербола 86
Гиперболическая скорость 86
Гиперболическое движение 86
Гомана эллипс 90
Гравитационная постоянная 92
Гравитационное поле Земли 92
Гравитационное поле Луны 93
Гравитационное поле тела, поле тяготения тела 93
Дальность прицельная 95
Движения теории аналитические 96
Делоне элементы 98
Динамика движения искусственного спутника относительно центра масс 101
Динамика космического полёта 103
Динамическое сжатие 103
Долгота узла — см. *Элементы орбиты*

Задача двух тел 115
Задача *n* тел 115
Задача о двух неподвижных центрах 115
Задача трёх тел 115
Интегралы в задаче двух тел 137
Канонические переменные в небесной механике 155
Канонические преобразования 155
Картинная плоскость 156
Кассини законы 156
Кеплера законы 159
Кеплера уравнение 160
Конические сечения 167
Коррекция движения космического аппарата 171
Круговая скорость 209
Круговое движение 209
Ламберта задача 212
Лапласа неизменяемая плоскость 213
Либрационные точки в круговой ограниченной задаче трёх тел 214
Линия апсид 214
Линия узлов 214
Наклонение — см. *Элементы орбиты*
Небесная механика 264
Невозмущённое движение 266
Нисходящий узел — см. *Элементы орбиты*
Облётные траектории 272
Общей теории относительности эффекты 272
Ограниченная круговая задача трёх тел 275
Орбита 277
Орбита промежуточная 278
Орбита промежуточная искусственного спутника 278
Оскулирующая орбита для момента времени *t* 283
Парабола 287
Параболическая скорость 287
Параболическое движение 287
Параметры орбиты — см. *Элементы орбиты*
Первая космическая скорость 290
Перигей 292
Перигейное расстояние 292
Перигелий 292
Перигелийное расстояние 292
Период обращения 292
Периодическое движение 293
Периселений 293
Перицентр 293
Пертурбационный манёвр 293
Пойтинга — Робертсона эффект 299
Потенциал притяжения 301
Проблема захвата 302
Проектирование орбит 305
Пролётные траектории 305
Пуанкаре элементы 307
Резонанс орбитальный 335
Светового давления действие 347
Селенографические координаты 348
Селеноцентрические координаты 348
Сила возмущающая 350
Солнечно-синхронная орбита 365
Среднее движение 381
Стационарного спутника орбита 385
Сфера действия Луны 389
Сфера действия планеты 389
Топоцентрические координаты 399
Траектории полёта к Луне 401
Траектории полёта к планетам 402
Траектория 405
Третья космическая скорость 408
Уравнения движения в механике 416
Ускорение возмущающее 417
Условнопериодические движения 417
Эволюция орбит 442
Эксцентриситет орбиты 446
Элементы орбиты 452
Элементы оскулирующие 453
Эллипс 453
Эллиптическое движение 453

9. КОСМИЧЕСКАЯ СВЯЗЬ

Антенна 24
Антенна бортовая космического аппарата 24
Антенна земной станции 24
Бортовая радиосистема космического аппарата 55
Бортовое запоминающее устройство космического аппарата 50
Дальность радиосвязи 95
Диапазон радиочастот 101
Доплера эффект 106
Запаздывание радиосигналов 117
Земная станция 126
Земная станция слежения 127
Зона видимости 128
Зона обслуживания связного ИСЗ 129
Квантовый усилитель 158
Кодирование 163
Космическая связь 184
Космическая служба радиосвязи 186
Космическое телевидение, космовидение 195
Лазер 212
Мазер 230
Малошумящий усилитель 231
Межзвёздная связь 239
Многостанционный доступ, уплотнение радиосигналов в системах спутниковой связи 252
Модуляция 252
«Москва» 254
Наведение антенн земных станций 256
Наведение антенн космических аппаратов 256
Оптическая связь 276
«Орбита» 277
Параметрический усилитель 288
Поляризация радиоволн 300
Помехи радиоприёму 300
Помехозащищённость системы 300
Помехоустойчивость линии радиосвязи 300
Пропускная способность канала связи 305
Радиопрозрачность атмосферы — см. *Распространение радиоволн*
Распределение частот 326
Распространение радиоволн в атмосфере 326
Регламент радиосвязи 335
Ретранслятор активный 337
Ретранслятор пассивный 337
Система космической радиосвязи 355
Спутниковая связь 380
Спутниковое телевизионное вещание 380
Уголковый отражатель лазерный 411
Уровень шума, приведённый ко входу приёмника 416
«Цикада» 436
Шумовая температура 440
Шумы атмосферы 441
Шумы космоса 441
Шумы радиоприёмника 441
Энергетический потенциал линии связи 453

10. КОСМИЧЕСКАЯ МЕДИЦИНА И БИОЛОГИЯ

Адаптация к факторам космического полёта 17
Аллергия 20
Анабиоз 22
Аутоинфекция 38
Барокамера 43
Баротравма 44
Барофункция 44
Биоиндикаторы, биологические индикаторы 46
Биологическая опасность космической радиации 46
Биологические ритмы 46
Биология космическая — см. *Космическая биология*
Бионика 47
Биосфера 47
Биотелеметрия, биологическая телеметрия 47
Болезнь высотная, болезнь высоты, горная болезнь 48
Болезнь гипокинезическая 48
Болезнь движения 48
Болезнь декомпрессионная 48
Бортовая медицинская аппаратура космического корабля 49
Вестибулометрия 58
Вестибулярная тренировка 58
Вестибулярные раздражители 58
Врачебный контроль в космическом полёте 69
Вращающиеся установки 70
Гипокапния 86
Гипокинезия 86
Гипоксия, кислородное голодание, кислородная недостаточность 86
Гипотензия ортостатическая 87
Гипотермия, охлаждение 87
Гомеостазис, гомеостаз 90
Дезориентация 98
Декальцинация 98
Декомпрессия 98
Декомпрессия взрывная 98
Десатурация 98
Диффузия газов в организме 104
Доза ионизирующего излучения 105
Дозиметрический контроль 105
Иммунное состояние 133
Инженерная психология 135
Кинетокардиография 160
Кинотренажёр космонавтов 160
Кислородная ёмкость крови 162
Клаустрофобия 163
Космическая биология 171
Космическая медицина 172
Космическая психология 184
Космическая физиология 186
Космические микробиология и иммунология 187
Маскировка звука 236
Медицина космическая — см. *Космическая медицина*
Микробиология и иммунология космические — см. *Космические микробиология и иммунология*
Невесомость 265
Обморок 272
Ориентирование человека в пространстве 281
Ортостатическая проба 282
Ортостатический коллапс гравитационный 282
Отбор и подготовка космонавтов 284
Перегрузка — см. *Ускорение*
Пищеварение в космическом полёте 296
Порог слышимости 301
Профессиограмма космонавта 307
Психология космическая — см. *Космическая психология*
Радиобиология космическая 314
Сенсорная депривация, сенсорное ограничение, сенсорный голод 349
Сердечно-сосудистая система в космическом полёте 349
Система «человек — машина» 356
Сон 367
Стресс-синдром 386
Сурдокамера 389
Тренажёр в космонавтике 407
Тренировка высотная 408
Ускорение 417
Ускорение длительнодействующее летательного аппарата 417

Ускорение ударное 417
Физиологические исследования в космическом полёте 422
Центрифуга 435
Экзобиология 444

11. ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЕ

Автотрофные организмы, афтотрофы 17
Адсорбер в системе жизнеобеспечения 18
Азотфиксация 18
Активный ил в системе жизнеобеспечения 19
Аллелопатия 20
Асинхронная культура 31
Ассенизационно-санитарное устройство 31
Атмосфера кабины 36
Аэрозоли 40
Аэроионизатор 40
Аэроиониметр, иониметр 40
Аэропланктон бактериальный в атмосфере кабины КК 40
Аэропоника, воздушная культура 40
Аэротенк, аэротанк 41
Бактериальная культура 42
Бактериальный фильтр 42
Бактериоуловители 42
Биокомплекс 46
Биомасса 46
Биотехническая система 47
Биофильтр 47
Биоценоз 47
Вентиляция в кабине космического корабля 57
Влагоотделитель, сепаратор влаги 61
Вода метаболическая 62
Водно-солевой обмен 62
Водообеспечение в космическом полёте 62
Водородные бактерии 63
Водоросли одноклеточные 63
Воспроизводство пищи в космическом полёте 64
Газификатор 72
Газообмен в условиях разрежённой атмосферы 74
Геотропизм 81
Герметическая кабина 83
Гетеротрофные организмы, гетеротрофы 84
Гигиена космонавта в полёте 85
Гигиена радиационная 85
Гидролиз мочевины 86
Гидроокись лития 86
Гидропоника 86
Гидрофильные материалы 86
Гидрофобные материалы 86
Дезодорация 98
Десорбер 99
Дрожжи 106
Жизнеобеспечение — см. *Система жизнеобеспечения*
Замкнутая биотехническая система 117
Изоляция в космическом полёте 132
Интерьер кабины обитаемого космического аппарата 139
Иониты, ионообменники, ионообменные сорбенты 141
Ионообменные смолы 142
Искусственная тяжесть 145
Испаритель 149
Карантинная станция 155
Карантинные мероприятия 155
Катапульта наземная 156
Катапультирование 156
Катапультируемое кресло 156
Катапультируемый контейнер 157
Кислород медицинский 162
Кислородно-дыхательная аппаратура 162
Кислородсодержащие вещества 162
Коагуляция 163
Конденсат атмосферной влаги в космическом корабле 167
Кондиционирование воздуха 167
Консервация отходов жизнедеятельности 168
Консервирование продуктов 168
Концентрирование углекислого газа 168
Кормление животных на космическом аппарате 170
Корректирующий питательный раствор 171
Культиватор 210
Культивирование непрерывное 210
Лиофилизация, лиофильная сушка 215
Метантенк, метантанк 243
Микроклимат 250
Микроорганизмы, микробы 250
Минерализация отходов жизнедеятельности 250
Мокрое окисление 252
Надперекисные соединения — см. *Кислородсодержащие вещества*
Напряжение газа в жидкости 262
Неприкосновенный аварийный запас (НАЗ) космонавта 267
Обитаемость кабины 271
Обогащение воды в системе жизнеобеспечения 272
Одежда космонавта 275
Озонирование 276
Оранжерея космическая 277
Осушка воздуха в кабине космического аппарата 284
Отходы жизнедеятельности 286
Питание космонавта 296
Питательный раствор 296
Пористые элементы 301
Предельно допустимая концентрация (ПДК) токсичного вещества 301
Ранцевая система жизнеобеспечения 325
Регенерация воды 334
Регенерация воздуха 334
Регенерация кислорода биологическая 334
Регенерация питательного раствора 334
Режим суточной деятельности космонавтов 335
Сапрофиты 345
Силикагель 350
Синтез биологический 351
Синтез углеводов 351
Система жизнеобеспечения (СЖО) 353
Система радиационной безопасности 356
Скафандр космонавта 359
Сорбция 368
Стерилизация космического аппарата 386
Сублиматор 388
Термическое окисление отходов в системах жизнеобеспечения 394
Транспирационная влага 405
Углекислого газа поглотители 411
Утилизация отходов жизнедеятельности 418
Фитотрон 425
Фитоценоз, растительное сообщество 426
Фотопериодизм 427
Фотосинтез 427
Фотосинтетический реактор 427
Фототропизм 427
Хемосинтез, хемолитоавтотрофия 431
Хлорелла 432
Хлористый литий 432
Холодильник-конденсатор 432
Цеолиты 435
Экологическая система 445
Экология 445
Электродиализ 448
Электролиз воды 448

12. ГЕОФИЗИКА

Аккреция 18
Актинометрические измерения на искусственных спутниках Земли 19
Аномальное поглощение радиоволн в ионосфере 24
Атмосфера верхняя 34
Атмосферики 36
Атмосферики свистящие 36
Атмосферы однородной высота 36
Ветры в верхней атмосфере 58
Геодезия космическая 79
Геокорона 80
Геомагнетизм — то же, что *земной магнетизм*
Геомагнитная активность — см. *Магнитные бури*
Гетеросфера 84
Гомосфера 90
Гравиметрия 91
Диссипация атмосфер 103
Земля 125
Земной магнетизм, геомагнетизм 127
Излучение планеты 131
Инфракрасная аппаратура для геофизических исследований 141
Ионозонд 141
Ионосфера 142
Конус убегания 168
Космическое землеведение 190
Магнитные бури 229
Магнитный шлейф Земли, магнитный хвост 229
Магнитопауза 230
Магнитосфера Земли 230
Мезопауза 241
Мезопик, стратопауза 241
Мезосфера 241
Метеорологическая космическая система 246
Метеорологические службы 248
Мониторинг космический окружающей среды 253
Нейтронные альбедо космических лучей 266
Низкочастотные излучения магнитосферы Земли 268
Оптическое зондирование атмосферы 277
Плотность верхней атмосферы 297
Полярное сияние 300
Радиационная температура 313
Радиационный баланс Земли 313
Радиационный пояс Земли 313
Радиометрические исследования Земли 315
Радиопрозрачность атмосферы — см. *Распространение радиоволн*
Спутниковая геодезия 380
Спутниковая метеорология 380
Спутниковая триангуляция 380
Стратопауза — то же, что *мезопик*
Стратосфера 386
Термопауза 394
Термосфера 395
Триангуляция космическая 408
Тропосфера 408
Турбопауза 410
Экзосфера 444
Эмиссия верхней атмосферы 453

13. АСТРОНОМИЯ

Азимут 18
Альбедо 21
Антивещество 25
Апекс 26

Ареография 29
Астероиды — то же, что *малые планеты*
Астрометрия 31
Астрономическая единица 32
Астрономические обсерватории 32
Астрономический ежегодник 32
Астрономический совет Академии наук СССР 32
Астрономия 32
Астрономия внеатмосферная 32
Астрономия сферическая 33
Астроориентация на Луне 33
Астрофизика 33
Атмосферы планет 37
Балонная астрономия 43
Болид 49
Венера 54
Вертикал 57
Время (методы измерения) 70
Вселенная 70
Высота 71
Галактики 76
Галактические туманности 76
Год 89
Горизонт 91
Звёздная астрономия 121
Звёздная величина видимая 121
Звёздное небо Земли 121
Звёздные каталоги 124
Звёздные скопления 124
Звёзды 124
Зенит 128
Зенитное расстояние 128
Зодиак 128
Зодиакальный свет 128
Квазары 158
Кометы 165
Космические лучи 186
Космические магнитные поля 187
Космический вакуум 189
Космогония 195
Космология 198
Космос 201
Космохимия 205
Кратер 208
Кратерные цепочки 208
Кульминация светила 210
Либрация Луны 214
Луна 218
Магнитное поле планеты 229
Малые планеты, или астероиды 231
Марс 232
Масконы 236
Межзвёздная среда 239
Межпланетная пыль 240
Межпланетное пространство 240
Меридианный круг 241
Меркурий 241
Месяц 243
Метагалактика 243
Метеориты 244
Метеорные тела 245
Метеорный поток 246
Метеоры — см. *Метеорные тела*
Млечный путь 251
Надир 259
Небесная параллель 264
Небесная сфера 264
Небесные координаты 264
Небесный меридиан 265
Небесный экватор 265
Нептун 267
Ось мира 284
Парадокс времени 287
Параллакс 287
Парсек 289
Планета 296
Планетология 297
Плутон 298
Полюсы мира 300
Противосияние 306
Протуберанцы 307
Прямое восхождение 307
Пульсары 307
Радиант 312
Радиоастрономия 314
Радиотелескоп 316
Сатурн 345
Световой год 347
Секунда 348
Селенография 348
Селенология 348
Сидерический период обращения 350
Синодический период обращения 351
Склонение 360
Склонения круг, часовой круг 360
Служба времени 361
Служба Солнца 361
Созвездия — см. *Звёздное небо Земли*
Солнечная активность 362
Солнечная вспышка, хромосферная вспышка 363
Солнечная корона 363
Солнечная постоянная 364
Солнечная система 364
Солнечные пятна 365
Солнечный ветер 365
Солнце 366
Солнцестояние (зимнее, летнее) 367
Спутники планет естественные 378
Сутки 389
Сфера Дайсона 389
Телескоп оптический 391
Терминатор 394
Точка весеннего равноденствия 400
Точка осеннего равноденствия 401
Угол места 411
Универсальный инструмент в астрономии и геодезии 412
Уравнение времени 416
Уран 416
Факелы на Солнце 420
Форбуша эффект 426
Часовой круг — то же, что *склонения круг*
Часовой угол 437
Чёрные дыры 438
Эклиптика 445
Элонгация планеты 453
Эфемерида 456
Юпитер 457

14. МЕЖДУНАРОДНОЕ СОТРУДНИЧЕСТВО И КОСМИЧЕСКИЕ ПРОГРАММЫ

«Арабсат» 28
АРАКС 28
«Арианспейс» 29
«Аркад» 30
Европейская организация по космическим исследованиям 108
Европейская организация по разработке ракет-носителей 108
Европейское космическое агентство, ЕСА 108
«Евтелсат» 108
«Инмарсат» 136
«Интелсат» 137
«Интеркосмос» 138
«Интерспутник» 139
Комитет ООН по использованию космического пространства в мирных целях 166
Космическая программа Австралии 173
Космическая программа Великобритании 173
Космическая программа ВНР 173
Космическая программа ГДР 173
Космическая программа западноевропейских стран — см. *Европейское космическое агентство*
Космическая программа Индии 174
Космическая программа Испании 174
Космическая программа Италии 174
Космическая программа Канады 175
Космическая программа КНР 175
Космическая программа МНР 175
Космическая программа Нидерландов 176
Космическая программа НРБ 176
Космическая программа ПНР 176
Космическая программа Республики Куба 177
Космическая программа СРВ 177
Космическая программа СРР 177
Космическая программа СССР 178
Космическая программа США 180
Космическая программа Франции 182
Космическая программа ФРГ 183
Космическая программа ЧССР 183
Космическая программа Японии 184
Космические программы социалистических стран (в рамках программы «Интеркосмос») 188
Коспар 206
«Коспас-Сарсат» 207
Международная академия астронавтики, МАА 237
Международная астронавтическая федерация, МАФ 237
Международное сотрудничество в космосе 237
Международный астрономический союз (МАС) 238
Международный геодезический и геофизический союз (МГГС) 239
Международный геофизический год (МГГ) 239
Международный год спокойного Солнца (МГСС) 239
«Омега» 276
«Радуга» 317
САМБО 344
«Стерео» 386
ЭПАС 454

15. МЕЖДУНАРОДНОЕ КОСМИЧЕСКОЕ ПРАВО

Договор о космосе 1967, Договор о принципах деятельности государств по исследованию и использованию космического пространства, включая Луну и другие небесные тела 104
Космическое право международное 193
Международный институт космического права, МИКП 239
Небесные тела в космическом праве 265
Ответственность за ущерб, причинённый космическими объектами 284
Регистрация космических объектов 334
Соглашение о Луне, Соглашение о деятельности государств на Луне и других небесных телах 362
Спасание космонавтов и космических объектов 374

АВТОРЫ СТАТЕЙ
ЭНЦИКЛОПЕДИИ «КОСМОНАВТИКА»*

Б. С. АЛЯКРИНСКИЙ, В. В. АНДРИЯНОВ, Г. Л. АНТИПЕНКО, П. М. АФАНАСЬЕВА, В. В. БЕЛЕЦКИЙ, Ю. М. БЕНИЛОВ, М. С. БОБРОВ, В. М. БОВШЕВЕРОВ, В. И. БОДРИКОВ, А. А. БОЛЬШОЙ, Л. Н. БОНДАРЕНКО, В. Н. БЫЧКОВ, Е. М. ВАСИЛЬЕВ, Т. Д. ВАСИЛЬЕВА, М. А. ВАШКОВЬЯК, Я. Э. ВЕЙБЕР, Л. А. ВЕДЕШИН, Ю. С. ВОРОНКОВ, Л. М. ГИНДИЛИС, В. В. ГОГОСОВ, О. П. ГОЛЛАНДСКИЙ, Л. В. ГОЛОВАНОВ, Л. М. ГОЛЬДМАН, Е. Л. ГОРБЕНКО, Н. Н. ГУРОВСКИЙ, Г. Н. ДЕГТЯРЕНКО, В. А. ДЕНИСЕНКО, П. П. ДОБРОНРАВИН, В. П. ЕВДОКИМОВ, М. Д. ЕМЕЛЬЯНОВ, Ю. Н. ЖУК, Ю. И. ЗАЙЦЕВ, Г. С. ИВАНОВ-ХОЛОДНЫЙ, И. И. ИСАЧЕНКО, В. И. КАЛИНИН, Е. И. КАТИН, Г. А. КОКИН, Г. С. КОСИН, Л. М. КОТЛЯР, Ф. А. КУБАШЕВСКИЙ, В. В. ЛАВРУСЕВИЧ, Б. А. ЛАПКИН, Е. Ф. ЛЕБЕДЕВ, Г. А. ЛЕЙКИН, Я. И. ЛИХТЕР, Г. А. ЛУНЯКОВ, Г. Ю. МАКСИМОВ, М. С. МАЛКЕВИЧ, П. И. МАРЧЕНКОВ, Б. Н. МАСЛОВ, Л. М. МАШБИЦ, Г. С. МЕДВЕДНИКОВА, А. М. МИКИША, Н. С. НОВИКОВ, В. А. ОЛЬШЕВСКИЙ, А. А. ПАВЕЛЬЕВ, А. П. ПАВЛОВ, С. В. ПЕТРУНИН, А. Д. ПОВЗНЕР, В. В. ПОДОБЕД, Б. И. ПОЛЯКОВ, С. Л. ПОРТНОЙ, В. М. ПОСТНИКОВ, Г. В. РОЗЕНБЕРГ, А. В. СЕДОВ, Ю. Е. СИНЯК, Н. К. СМИРНОВ, С. А. СОКОЛОВА, В. К. СТАРКОВ, В. Н. СТАРОСТИН, Г. В. СТЕПАНОВ, Н. Н. СТЕПАНЯН, Ю. С. СТОЛЯРОВ, Р. Б. СТРЕЛКОВ, Р. А. СЮНЯЕВ, К. Н. ТАВАСТШЕРНА, Р. А. ТИГРАНЯН, Ю. Л. ТРУТЦЕ, А. С. УШАКОВ, И. М. ХАЗЕН, Ф. Ю. ЧЕЛЬКИС, И. Н. ЧЕРНЯКОВ, А. С. ШАРОВ, Е. Я. ШЕПЕЛЁВ, Н. Н. ШЕФОВ, И. П. ШМЫГЛЕВСКИЙ, А. А. ШТЕРНФЕЛЬД, В. С. ЭТКИН.

* Кроме авторов крупных статей, фамилии которых указаны в тексте энциклопедии.

К 71 **Космонавтика:** Энциклопедия/Гл. ред. В. П. Глушко; Редколлегия: В. П. Бармин, К. Д. Бушуев, В. С. Верещетин и др.— М.: Сов. энциклопедия, 1985.— 528 с., ил., 29 л. ил.

В энциклопедии «Космонавтика», включающей около 2000 статей, освещаются история и современные проблемы ракетостроения и космонавтики, приведены биографии пионеров космонавтики, учёных и конструкторов — создателей космической техники, советских и зарубежных космонавтов. Энциклопедия рассчитана на широкий круг читателей.

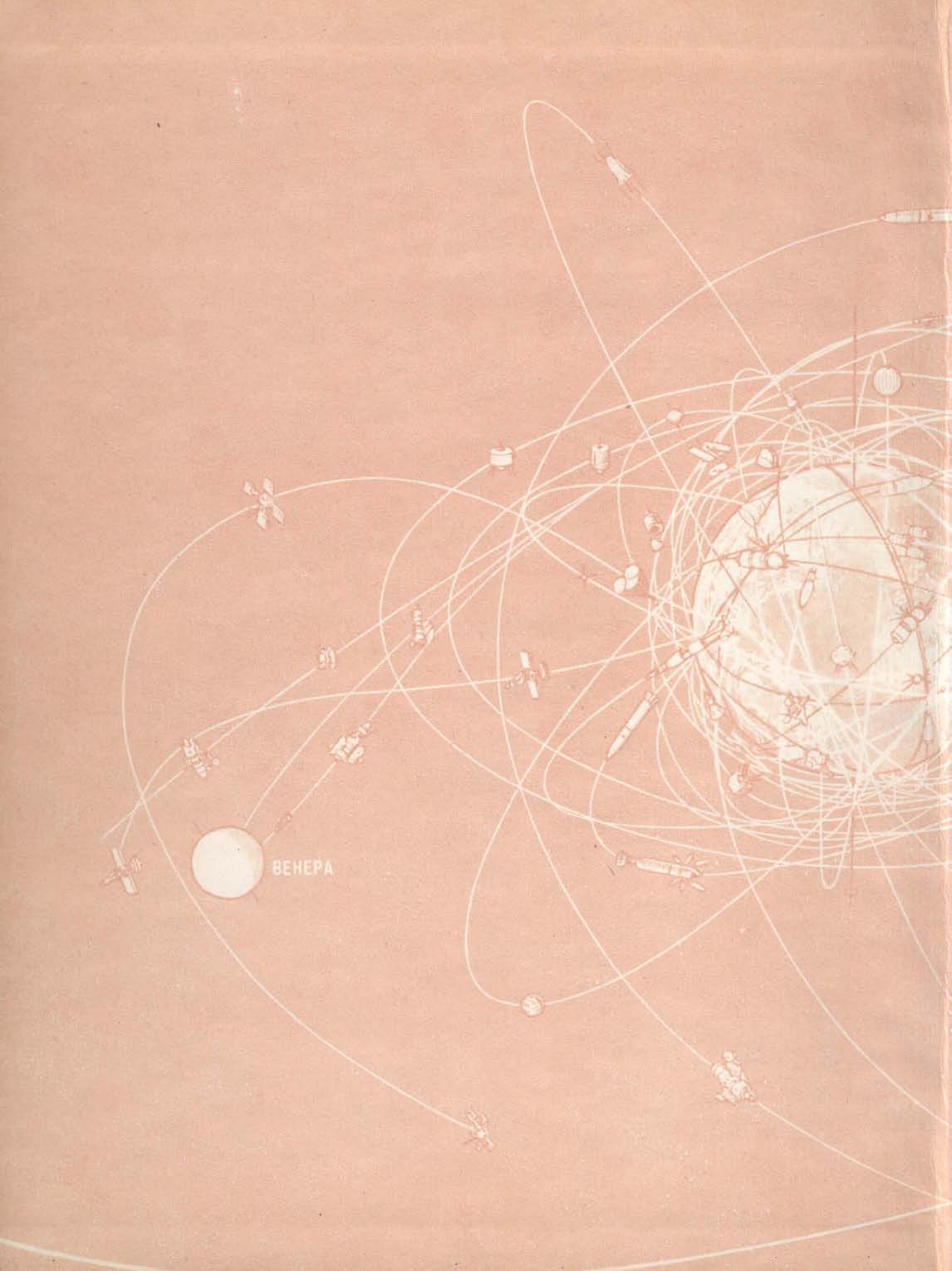
К $\frac{3607000000 - 005}{007(01) - 85}$ КБ — 6—33—1985 6т5.2(03)

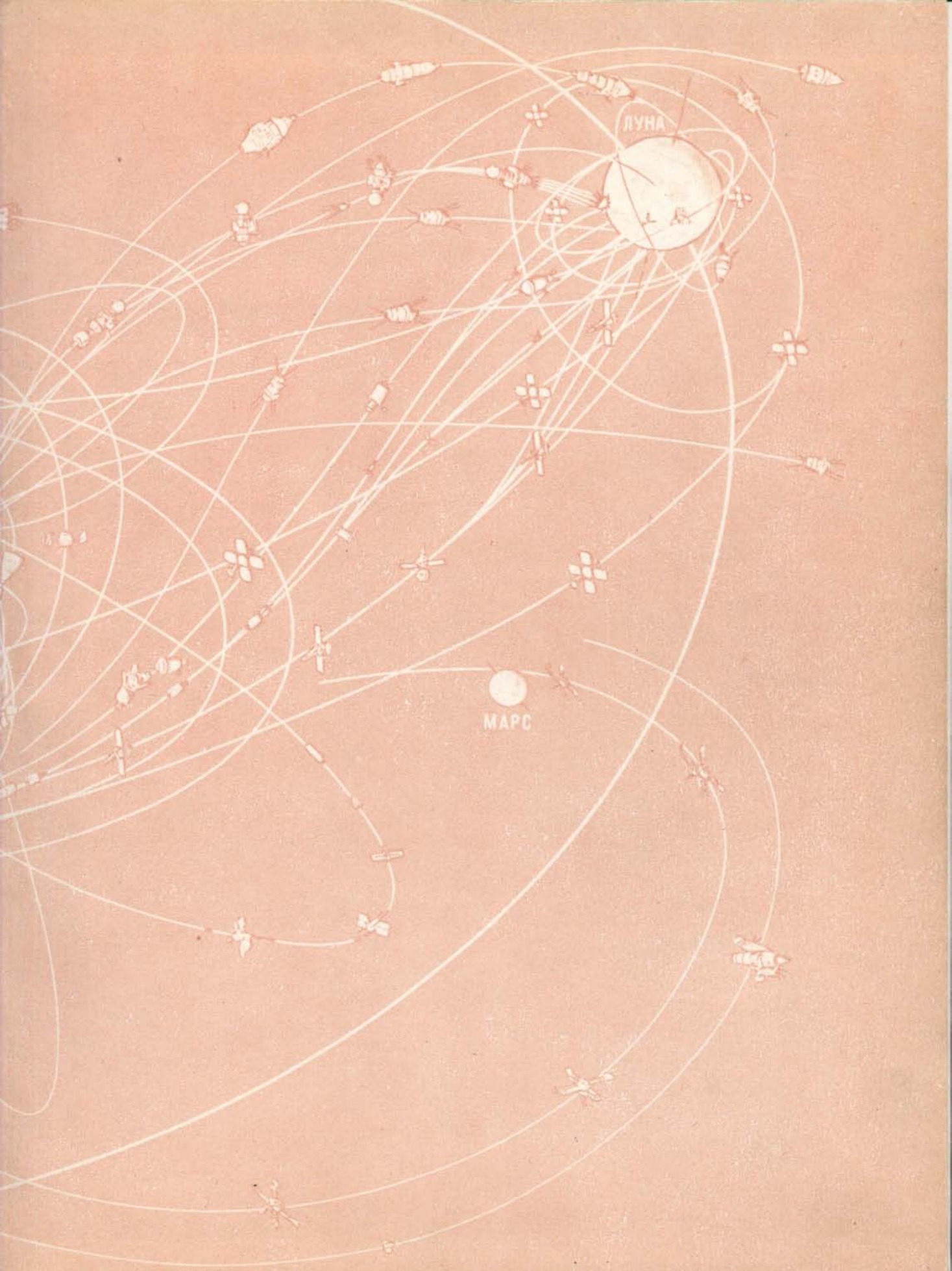
ИБ № 88

Сдано в набор 01.10.84. Подписано в печать 18.03.85. Т 00092. Формат 84 × 108 1/16. Бумага типографская № 1. Кудряшовская энциклопедическая гарнитура. Высокая печать. Объём издания 61,53 усл. печ. л.; 118,83 уч.-изд. л.; 73,08 усл. кр.-отт. Тираж 75 тыс. экз. Заказ № 1833. Цена 9 руб.

Ордена Трудового Красного Знамени издательство «Советская энциклопедия». 109817, Москва, Покровский бульвар, д. 8.

Ордена Трудового Красного Знамени Московская типография № 2 «Союзполиграфпрома» при Государственном комитете СССР по делам издательств, полиграфии и книжной торговли. 129301, Москва, Проспект Мира, д. 105.


ВЕНЕРА


ЛУНА
МАРС