2013 № апрель-июнь

# КОСМИЧЕСКАЯ техника и технологии



# SPACEENGINEERING 1 AND TECHNOLOGY 2013 April-June

Scientific and Technical Journal

Published quarterly

Published since 2013

#### CONTENTS

#### STRATEGY AND PROSPECT FOR SPACE ENGINEERING AND TECHNOLOGY DEVELOPMENT

BALLISTICS, AERODYNAMICS, FLIGHT DYNAMICS, STRENGTH, SPACE EXPLORATION

#### DEVELOPMENT, UTILIZATION AND OPERATION OF MANNED SPACECRAFT AND COMPLEXES

DEVELOPMENT AND OPERATION OF UNMANNED SPACECRAFT, COMPLEXES AND SYSTEMS

#### LAUNCHERS, SPACE TRANSPORT SYSTEMS, ENGINES, PROPULSION AND POWER SYSTEMS

#### ONBOARD AND GROUND CONTROL COMPLEXES AND SYSTEMS

#### THERMAL CONTROL AND LIFE SUPPORT SYSTEMS

#### MATERIALS, MANUFACTURING AND PROCESSES FOR ROCKET AND SPACE PRODUCTS

 *Editor-in-Chief* Corresponding member of the Russian Ac.of Sci. V.A.Lopota

Deputy Editors-in-Chief Academician of the Russian Ac.of Sci. V.P.Legostaev Dr.Sci.(Eng.), Professor V.V.Sinyavsky

Editorial Advisory Board Dr.Sci.(Eng.), Professor M.Yu.Belyaev Dr.Sci.(Eng.), Professor S.V.Borzykh Dr.Sci.(Eng.) N.E.Zubov E.V.Potryvaeva

A.N.Safonov Dr.Sci.(Eng.), Professor B.A.Sokolov

Editorial Board

Dr.Sci.(Eng.), Professor V.G.Aliev Dr.Sci,(Phys.-Math.) A.K.Alekseev Dr.Sci. (Econ.), Professor A.A.Astakhov Dr.Sci.(Eng.) S.V.Balakin Dr.Sci.(Eng.) V.E.Gudilin Academician of the Russian Ac.of Sci. B.I.Katorgin Cand.Sci.(Eng.) M.V.Komarov Dr.Sci.(Eng.), Professor V.G.Kravets Dr.Sci.(Eng.), Professor V.G.Kravets Dr.Sci.(Eng.) V.E.Lyubisky Academician of the Russian Ac.of Sci. E.A.Mikrin Dr.Sci.(Eng.) M.V.Mikhailov Dr.Sci.(Eng.) N.K.Petrov Dr.Sci.(Eng.) V.N.Platonov Cand.Sci.(Econ.) A.G.Pyzin Corresponding member of the Russian Ac.of Sci. V.A.Soloviev Dr.Sci.(Eng.) I.V.Sorokin Cand.Sci.(Eng.) J.V.Sorokin Cand.Sci.(Eng.) A.F. Strekalov Dr.Sci.(Eng.), Professor V.M.Filin Dr.Sci.(Eng.), Professor V.M.Filin

### The journal is a peer-reviewed publication

• *the editorial opinion does not always coincide with the viewpoints of the contributors* 

• the journal does not contain any advertising

• manuscripts are not returned

• no material can be reprinted without a reference to the SPACE ENGINEERING AND TECHNOLOGIES journal

• postgraduate students are not charged for the publication of their papers

#### <u>Founder</u>

Public corporation S.P.Korolev RSC Energia The journal is registered with the Russian Federal Surveillance Service for Mass Media and Communications.

Certificate ПИ №ФС 77-53991 dated May 8, 2013. © Public corporation S.P.Korolev RSC Energia

#### Уважаемые коллеги!

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева (РКК «Энергия») — первенец космической науки и промышленности, начинает издавать ежеквартальный рецензируемый научно-технический журнал «Космическая техника и технологии».

Большой кооперацией предприятий во главе с РКК «Энергия» реализованы и успешно эксплуатируются такие уникальные проекты, как Российский сегмент Международной космической станции (МКС), ракетно-космический комплекс «Морской старт», отечественные спутники связи, космические аппараты нового поколения дистанционного зондирования Земли и космической связи. Изготавливаемые в РКК «Энергия» пилотируемые и беспилотные транспортные корабли «Союз» и «Прогресс» доставляют международные экипажи и грузы на МКС, обеспечивая функционирование этого уникального исследовательского комплекса в интересах науки, социально-экономического развития страны, отработки новой техники. Завершается проектирование пилотируемого транспортного корабля нового поколения с экипажем до шести человек. Разработаны предложения по созданию на основе уникальных технологий «Энергия–Буран» сверхтяжелых ракет-носителей грузоподъемностью до 100 т и более с пониженной удельной стоимостью вывода полезных грузов. Разрабатываются новые средства межорбитальной транспортировки, в том числе транспортно-энергетический модуль на основе ядерной электроракетной двигательной установки. Разработаны и вводятся в эксплуатацию информационные наземно-космические системы по заказам ряда государств и др.

К сожалению, в разрозненных публикациях находит отражение лишь малая часть результатов уникальных работ по созданию и опыту эксплуатации новой космической техники.

Издание журнала «Космическая техника и технологии» призвано восполнить этот пробел публикациями ученых и специалистов различных организаций в области космонавтики, ракетно-космической техники, передовых технологий, а также смежных областей науки и техники. Это повысит престиж предприятий как научных и научно-производственных объединений, позволит сохранить их интеллектуальную собственность, будет привлекать к созданию ракетно-космической техники талантливую молодежь и способствовать сохранению лидирующего положения России в области космонавтики.

Редакционная группа надеется на творческое сотрудничество ученых, специалистов и аспирантов предприятий и организаций ракетно-космической отрасли, институтов РАН и кафедр профильных вузов. Публикации в журнале станут отражением современного развития космической науки, техники и технологий, помогут сохранить и приумножить научные знания, обозначат перспективы.

Главный редактор — президент, генеральный конструктор РКК «Энергия», член-корреспондент РАН

В.А. Лопота

УДК 629.78.064.036:621.039:620.9

### ПЕРСПЕКТИВЫ И ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ЯДЕРНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК И ЯДЕРНЫХ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

© 2013 г. Легостаев В.П., Лопота В.А., Синявский В.В.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королева» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королев, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru* 

Приведены результаты выполненных РКК «Энергия» концептуально-проектных исследований по возможным областям и эффективности использования космических средств на базе ядерных источников электроэнергии мощностью сотни и тысячи киловатт и электроракетных двигательных установок. Рассмотрены космические аппараты и комплексы: связи и наблюдения, для очистки космоса от техногенного засорения, защиты Земли от астероидной опасности; планетные электростанции; многоразовые буксиры в программе освоения Луны и обеспечения полета на Марс.

**Ключевые слова:** ядерно-энергетическая установка, электроракетная двигательная установка, космический аппарат связи, астероидная опасность, планетная электростанция, многоразовый буксир, освоение Луны, полет на Марс.

### PROSPECTS FOR AND EFFICIENCY IN APPLICATION OF SPACE NUCLEAR POWER PLANTS AND NUCLEAR ELECTROROCKET PROPULSION SYSTEMS

Legostaev V.P., Lopota V.A., Sinyavsky V.V.

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

Presented are the results of RSC Energia — made conceptual design studies on potential applications and efficient use of space systems based upon nuclear electric power sources of hundreds and thousands of kilowatts and electrorocket propulsion systems. Examined are spacecraft and communication and observation systems; systems of debris removal from space, Earth protection against asteroid hazards; planetary power stations; reusable transfer vehicles under the program of Moon exploration and Martian mission.

**Key words:** nuclear power plant, electrorocket propulsion system, communication spacecraft, asteroid hazard, planetary power station, reusable transfer vehicle, Moon exploration, Martian mission.



ЛЕГОСТАЕВ В.П.

ЛЕГОСТАЕВ Виктор Павлович — первый заместитель генерального конструктора по научной работе РКК «Энергия», академик РАН, e-mail: viktor.legostaev@rsce.ru

LEGOSTAEV Viktor Pavlovich – First Deputy General Designer in charge of research work at RSC Energia, RAS academician



ЛОПОТА В.А.

ЛОПОТА Виталий Александрович — президент, генеральный конструктор РКК «Энергия», член-корреспондент РАН, e-mail: vitaly.lopota@rsce.ru

LOPOTA Vitaly Alexandrovich — RSC Energia President, General Designer, RAS corresponding member



СИНЯВСКИЙ В.В.

СИНЯВСКИЙ Виктор Васильевич — научный консультант РКК «Энергия», дтн, профессор, e-mail: viktor.sinyavsky@rsce.ru

SINYAVSKY Viktor Vasilievich – Scientific Advisor to RSC Energia, Doctor of Science (Engineering), Professor

Одной из возможностей для России укрепить позиции на быстрорастущем высокотехнологичном рынке космических услуг является использование космической ядерной энергетики и электроракетных двигательных установок (ЭРДУ).

Наша страна была и остается мировым лидером в области космической ядерной энергетики. Специалисты ряда предприятий ракетно-космической и атомной отраслей имеют опыт создания, запуска в космос, обеспечения эксплуатации в космосе и вывода из эксплуатации космических аппаратов (КА) с ядерным источником электроэнергии, соблюдения ядерной и радиационной безопасности на всем жизненном цикле ядерно-энергетических установок (ЯЭУ) с прямым преобразованием тепловой энергии в электрическую.

В 1970-1988 годах запускались в космос и успешно эксплуатировались КА наблюдения «УС-А» с термоэлектрической ЯЭУ «Бук» электрической мощностью до 3 кВт [1]. В 1987-1988 годах два КА «Плазма-А» с термоэмиссионной ЯЭУ «Топаз» мошностью 5 кВт [1, 2] прошли летно-космические испытания, во время которых впервые было осуществлено питание электроракетных двигателей (ЭРД) от ядерного источника энергии. Выполнен комплекс наземных ядерно-энергетических испытаний термоэмиссионной ЯЭУ «Енисей» мощностью 5 кВт [3]. На основе этих технологий разработаны проекты термоэмиссионных ЯЭУ мощностью 25...100 кВт [4].

РКК «Энергия» с кооперацией в 70–80-е годы прошлого столетия создан большой научно-технический задел по ядерной электроракетной двигательной установке (ЯЭРДУ) с термоэмиссионной ЯЭУ мощностью несколько сотен киловатт [5] и ЭРД единичной мощностью десятки и сотни киловатт [6] для межорбитального буксира (МБ) «Геркулес» [7]. Один из вариантов такого МБ представлен на рис. 1.



Рис. 1. Многоразовый межорбитальный буксир (ММБ) для доставки грузов на геостационарную орбиту (ГСО), орбиты Луны и Марса: 1 — термоэмиссионная ЯЭУ мощностью от 150 кВт до 1 МВт; 2 — ферменная конструкция раздвижения ЯЭУ и ЭРДУ; 3 — приборный отсек; 4 — антенна системы связи; 5 — контейнер с полезным грузом (ПГ); 6 — электроракетная двигательная установка на основе ЭРД мощностью 25...50 кВт

Проектные параметры МБ «Геркулес»:

• полезная электрическая мощность ЯЭУ – 550 кВт;

- удельный импульс ЭРДУ 30 км/с;
- тяга ЭРДУ 26 Н;
- ресурс ЯЭУ и ЭРДУ 16 000 ч;
- рабочее тело ЭРДУ ксенон;

• масса (сухая) буксира — 14,5...15,7 т, в том числе ЯЭУ — 6,9 т.

В октябре 2009 года на заседании Комиссии при Президенте РФ по модернизации и технологическому развитию экономики России был официально утвержден новый российский проект «Создание транспортно-энергетического модуля на основе ядерной энергодвигательной установки мегаваттного класса». Головными разработчиками являются: реакторной установки - ОАО «НИКИЭТ»; ЯЭУ с газотурбинной схемой преобразования энергии, ЭРДУ на основе ионных ЭРД и ЯЭРДУ в целом — ГНЦ «Исследовательский центр им. М.В. Келдыша», который является также ответственной организацией по программе разработки транспортно-энергетического модуля (ТЭМ) в целом (рис. 2). РКК «Энергия» в качестве генерального конструктора ТЭМ должна разработать автоматический КА с этим ТЭМ.



Рис. 2. Транспортно-энергетический модуль мегаваттной мощности на основе ЯЭУ с газотурбинной установкой: 1 — реакторная установка; 2 — капельный холодильник-излучатель; 3 — приборно-агрегатный отсек; 4 — блок электроракетных двигателей; 5 — контейнер с ПГ

Предполагаемые характеристики газотурбинной ЯЭРДУ следующие [8]. В качестве реактора используется газоохлаждаемый реактор на быстрых нейтронах, температура рабочего тела (смесь He–Xe) перед турбиной 1 500 К, КПД преобразования тепловой энергии в электрическую 35%, тип холодильника-излучателя — капельный. Масса энергоблока (реактор, радиационная защита и система преобразования, но без холодильника-излучателя) — 6 800 кг.

Космические ЯЭУ или ЯЭУ совместно с ЭРДУ могут быть использованы:

• в качестве источников электроэнергии для энергоемких КА и комплексов;

• в составе перспективных космических транспортных средств, в том числе многоразовых, на основе ЭРДУ, питаемых от бортовой ЯЭУ;

• для решения первых двух задач в ТЭМ по обеспечению электроракетной доставки тяжелых КА на рабочие орбиты и последующее длительное энергоснабжение их функциональной аппаратуры.

Перечень задач определяет диапазон электрических мошностей ЯЭУ, требуемый ресурс. а также в ряде случаев накладывает ограничение на удельную массу установки (отношение массы ЯЭУ к ее электрической мощности). Помимо указанных параметров, в связи с ограничениями, накладываемыми технологической базой, существующими и разрабатываемыми ракетами-носителями (РН), динамикой КА, наземной испытательной базой, требованиями безопасности, экономическими факторами и др., при выборе облика ЯЭУ и ЯЭРДУ должен учитываться целый комплекс характеристик: удельная масса, габариты, ресурс, надежность, степень технической готовности, стоимость и сроки разработки, потенциал развития, возможность повторного запуска и регулирования мощности, параметры тока, совместимость ЯЭУ с различными типами ЭРД и др.

В статье рассмотрены результаты проектных и концептуальных разработок РКК «Энергия» по возможности использования ЯЭУ и ЯЭРДУ субмегаваттного и мегаваттного классов в перспективных КА и комплексах нового поколения, способных более эффективно решить широкий спектр энергоемких задач в освоении околоземного космоса и межпланетных миссиях.

#### Тяжелые телекоммуникационные аппараты глобальной космической связи

РКК «Энергия» были выполнены исследования и проектные разработки системы глобальной космической связи экономически конкурентоспособной с дешевой сотовой связью, что предполагалось достичь переносом «телефонной станции» с Земли в космос [9]. Целесообразность разработки была вызвана также такими обстоятельствами, как практически полное заполнение ГСО работающими и пассивными КА, исчерпание частотного ресурса, положительный опыт создания и коммерческого использования информационных геостационарных КА серии «Ямал», при создании платформы которых новые технические решения составили 95%, что и позволило таким КА стать конкурентоспособными на мировом рынке космических услуг [10]. С учетом быстрого морального старения функциональной аппаратуры таких КА для обеспечения конкурентоспособности на мировом рынке телекоммуникационных услуг предполагалась замена модулей с технологическим связным оборудованием или всего КА примерно каждые семь лет. Это требование позволяло ввести этапность создания системы из 3-4 тяжелых многофункциональных КА на ГСО с увеличением потребляемой ими электрической мощности. Были спроектированы КА на основе солнечных батарей мощностью 30...80 кВт. На следующем этапе в качестве источника электроэнергии планировалось использовать космическую двухрежимную термоэмиссионную ЯЭУ мощностью 400 кВт с ресурсом до одного года в транспортном режиме (для доставки базового модуля на ГСО) и 150...180 кВт в режиме длительного функционирования (не менее 10-15 лет) для электроснабжения аппаратуры информационного КА суммарной массой на ГСО до 20 т.

Мировой рынок коммерческих телекоммуникационных космических услуг в 2010 году оценивался примерно в 300 миллиардов долларов, причем доля России в коммерческих услугах составляла около 0,5%. Создание рассматриваемой глобальной системы с использованием ЯЭУ могло бы существенно увеличить эту долю.

# Высокоорбитальный КА для круглосуточного всепогодного наблюдения Земли

Ядерная энергетика может позволить обеспечить всепогодное круглосуточное оперативное высокодетальное радиолокационное наблюдение обширных районов земной поверхности, в том числе и в коммерческих целях [11]. Несомненно, область применения радиолокационных методов зондирования в ближайшей перспективе будет неуклонно расширяться, что обусловлено их уникальными свойствами:

• независимостью наблюдения от погодных условий и освещения;

• сверхчувствительностью к неровностям поверхности (рельефу местности, конфигурации растительного покрова, океаническим волнам и т.п.);

• чувствительностью к содержанию воды в земном покрове (сельскохозяйственных культурах, почве, снегах и т.п.);

• возможностью подповерхностного зондирования (поиска линз подземных вод, обнаружения очагов подземных пожаров, определения профилей влажности почв и т.п.).

Основным достоинством радиолокационных методов является независимость наблюдения от метеоусловий и освещенности, которая важна для различных оперативных целей. Поэтому первое применение ЯЭУ было в составе советского низколетящего радиолокационного КА «УС-А» морской разведки с термоэлектрической ЯЭУ «Бук», которые с 1970 по 1988 годы запускались с космодрома Байконур на орбиты, близкие к круговым, наклонением 65° и высотой 250...370 км [12]. Запуски таких КА решили чрезвычайно важную в то время стратегическую задачу — обеспечили контроль за кораблями и авианесущими флотилиями в акватории Мирового океана.

Ряд социально-экономических, научных и коммерческих задач могут быть решены только с помощью оперативного получения информации, и внедрение радиолокационных систем может стать единственно приемлемым их решением [11].

Разработка радиолокаторов с синтезированной апертурой позволяет получать радиолокационные изображения с высоким разрешением при использовании антенн относительно небольших размеров. С помощью космических средств это может обеспечить решение следующих задач:

• наблюдение районов для контроля строительства сооружений, состояния транспортных магистралей, перемещения техники и т.п.;

• наблюдение за надводной обстановкой в морских акваториях, в районах портов, включая зоны морского пиратства, обнаружение и распознавание надводных кораблей, в том числе для выявления и документирования морского браконьерства;

• оперативное картографирование труднодоступных районов, уточнение и обновление топографических карт.

Среди научных, социально-экономических и коммерческих задач, эффективно решаемых применением радиолокаторов с синтезированной апертурой, можно выделить:

• картографирование районов в интересах геологии, экологии, сельского и лесного хозяйств, землепользования, архитектуры, дорожного строительства;

• наблюдение районов стихийных бедствий, экологических катастроф, террористических актов;

• контроль ледовой обстановки в интересах судовождения;

• исследование океанических процессов, влияющих на жизнедеятельность человека (приливы, штормовые нагоны, загрязнения и т.п.);

• контроль зон рыболовства;

• контроль состояния оросительных каналов, нефте- и газопроводов, линий электропередач с целью выявления мест аварий и повреждений, несанкционированного подключения.

Платформа с ЯЭУ электрической мощностью 50...500 кВт в составе высокоорбитального многофункционального КА с мощным радиолокатором на борту сможет помочь в решении этих задач.

# Очистка геостационарной орбиты от отработавших КА и других объектов

Использование многоразового межорбитального буксира может быть решением проблемы очистки космоса, прежде всего ГСО, от отработавших пассивных КА [13]. Учитывая дефицитность и дороговизну (20–50 миллионов долларов) точек, где могут быть расположены новые телекоммуникационные КА, очистка ГСО от отработавших КА представляется выгодной коммерческой задачей.

На основе флота из двух десятков ММБ электрической мощностью 150...200 кВт трех модификаций может быть создана система очистки ГСО от отработавших КА и других крупных объектов космического «мусора», которых сейчас насчитывается более 1 200. Эти объекты в подавляющем большинстве занимают орбиты высотой 35 430...36 630 км. Характерный размер пассивных КА составляет 2...3 м, а среднее значение массы — 2,5 т.

Наличие универсального энергодвигательного «шасси» и возможность «навесить» на него различное оборудование позволяют говорить о возможности создания на основе ММБ целой серии КА транспортного и транспортноэнергетического назначений. На базе ММБ первой модификации можно создать:

• космический заправщик для заправки рабочим телом (например, ксеноном) ЭРДУ поддержания орбиты тяжелых информационных КА для увеличения ресурса их работы;

• космический ремонтник для доставки и последующей замены вышедших из строя или морально устаревших функциональных модулей дорогих информационных КА;

• космический монтажник для построения тяжелых КА из доставляемых на ГСО служебных и функциональных модулей с последующей их сборкой;

• транспортное средство для перемещения КА из одной точки ГСО в другую.

ММБ второй модификации может быть использован как электроракетный буксир для доставки КА или других полезных грузов в принципе на любые орбиты и для транспортировки КА с одной орбиты на другую.

Третья модификация ММБ может быть использована для снятия с орбиты, например ГСО, аварийного дорогого или уникального КА и доставки его на орбиту, например близкую к орбите МКС, с целью выяснения причин неработоспособности, ремонта и последующего возвращения на рабочую орбиту. Близкой к этой задаче является необходимость снятия КА с орбиты после выработки ресурса или прекращения его функционирования по другим причинам.

#### Очистка околоземного космоса от мелкого «мусора»

В начале первого десятилетия настоящего века РКК «Энергия» предложена концепция очистки космоса от мелкого «мусора» размером 0.1...10 мм с помошью маневрирующего КА с ЯЭРДУ мощностью 150 кВт и питаемой от нее лазерной системы, обеспечивающей дистанционную передачу энергии испаряемой частице на расстояние до 10 км [14]. В состав КА входит ЯЭУ электрической мощностью 150 кВт и ресурсом до 10 лет; ЭРДУ на основе ЭРД единичной мощностью 25...50 кВт для обеспечения барражирования КА в диапазоне высот 800...2000 км; радиолокатор миллиметрового диапазона для первичного обнаружения микрочастиц на дальности до 100 км и их классификации; лазерный локатор для точного наведения выходящего луча силового лазера; силовой лазер на парах металлов с КПД до 30% и повышенной температурой отвода непреобразованного тепла; система управления с системой наведения (рис. 3). При дальности 3 км возможно обеспечение плотности мощности на поверхности частицы 10<sup>12</sup> Вт/см<sup>2</sup>. При этом для испарения алюминиевой частицы диаметром 3 мм потребуется полная энергия, равная 1,5·10<sup>5</sup> Дж.



Рис. 3. Схема маневрирующего КА с лазерной системой для очистки космоса на высотах 800...2 000 км от мелкого «мусора»: А – ЯЭУ; В – силовой лазер; С – блок управления и энергоснабжения силовых систем; D – ЭРДУ; Е – блок систем управления КА и наведения; 1 – термоэмиссионный реактор; 2 – холодильник-излучатель ЯЭУ; 3 – термостат резонатора; 4 – резонатор; 5 – выводящая оптическая система; 6 – выходящий луч; 7 – антенна радара

Для полной очистки космоса от мелких частиц на высотах 800...2 000 км потребуется несколько таких КА с суммарным временем функционирования до 10 лет.

Рассматриваемая задача не может быть решена при отсутствии мощного источника электроэнергии на борту. Поэтому использование ЯЭУ для двух целей: питания энергоемкой аппаратуры КА и мощной ЭРДУ — делает такую систему высокоэффективной.

Эффективность работы КА может быть повышена при использовании накопителей электроэнергии.

С целью повышения КПД и снижения массы и габаритов системы была рассмотрена возможность использования для этой цели термоэмиссионной ЯЭУ, в которую встроены лазерные (с ядерной накачкой) кюветы с рабочим телом СО<sub>2</sub>–N<sub>2</sub>–He.

# Космическое захоронение особо опасных радиоактивных отходов

Космическое захоронение особо опасных радиоактивных отходов (ООО) наземной атомной энергетики и атомной промышленности (мировой объем составляет примерно 20 т/год) рассматривалось в связи с тем, что отсутствует простое решение проблемы их изоляции на Земле. Космическое захоронение представляет собой вывод специального контейнера с ООО на выбранную траекторию за пределами сферы тяготения нашей планеты, например, гелиоцентрическую орбиту радиусом 1,05 а.е.

В середине 90-х годов РКК «Энергия» были проработаны различные схемы космического захоронения и соответствующие космические комплексы [15]. Показано, что ЯЭРДУ по сравнению с разгонным блоком (РБ) на основе жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) обладает большей эффективностью из-за снижения не менее чем в два раза числа пусков РН для доставки одного и того же полезного груза на заданную орбиту. Дополнительным преимуществом применения ЯЭРДУ является исключение возврата контейнера с ООО на Землю из-за ошибочного импульса двигателя большой тяги, а также возможность электропитания системы обеспечения теплового режима контейнера с ООО, которые имеют высокое значение тепловыделения.

# **ЯЭРДУ в системе защиты Земли** от астероидно-кометной опасности

Выполненные РКК «Энергия» в конце 90-х годов прошлого века проектные исследования показали, что в создании системы защиты Земли

от столкновений с опасными космическими объектами (астероидами и ядрами комет) рассматриваемые ЯЭУ и ЯЭРДУ могут быть использованы для решения следующих задач.

1. Создание системы мониторинга траекторий астероидов и комет, пересекающих орбиту Земли, путем расстановки специальных КА на этой орбите, оснащенных оптической и радиолокационной аппаратурой для обнаружения опасных объектов, вычисления параметров их траекторий и первичного исследования их характеристик. Система может быть создана на основе ЯЭРДУ с двухрежимной термоэмиссионной ЯЭУ мощностью от 150 кВт в транспортном режиме и питанием аппаратуры КА мощностью 20 кВт, причем ее ресурс должен быть не менее 10 лет.

2. Испытание средств воздействия (взрыв термоядерного устройства) на выбранном в качестве испытательного полигона безопасном астероиде. Мощность ЯЭРДУ для доставки испытательного устройства к астероиду-полигону зависит от массы доставляемого полезного груза. Однако учитывая отсутствие ограничения времени доставки, ЯЭРДУ мощностью 150...500 кВт может обеспечить доставку к астероиду экспериментального взрывного устройства и последующую трансляцию результатов на Землю.

3. Доставка штатных средств воздействия (перехватчика суммарной массой 15...50 т) к приближающемуся к Земле опасному объекту. Потребуется ЯЭРДУ мощностью 1...10 МВт для доставки к опасному астероиду термоядерного заряда, поверхностный взрыв которого за счет реактивной струи материала астероида сможет отклонить его от опасной траектории (рис. 4).



Рис. 4. Схема изменения орбиты опасного астероида за счет взрыва термоядерного устройства на его поверхности: 1 — астероид до воздействия; 2 — космический перехватчик; 3 — термоядерный взрыв; 4 — траектория астероида к Земле до воздействия; 5 — Земля; 6 — астероид после воздействия; 7 — траектория астероида после воздействия

# Доставка исследовательского оборудования в дальний космос

Доставка научного оборудования к космическим объектам (дальним планетам, периодическим кометам, астероидам) может осуществляться с использованием космических ступеней на основе ЖРД. Применение ЯЭРДУ в составе исследовательского КА целесообразно, когда ставится задача выхода на орбиту спутника небесного тела, прямого контакта с небесным телом, отбора проб веществ и прочих исследований, требующих увеличения массы исследовательского комплекса, включения в него посадочной и взлетной ступеней и т.д.

Важным преимуществом использования ЯЭРДУ в составе исследовательского КА является расширение «окна старта» (вследствие управляемой скорости истечения рабочего тела), что упрощает планирование и снижает цену проекта.

Исследования, выполненные РКК «Энергия» [16], показали, что ЯЭРДУ мощностью 150 кВт и ресурсом до трех лет является перспективным средством доставки КА в пояс астероидов. В то же время доставка исследовательского КА на орбиты дальних планет Солнечной системы требует увеличения ресурса такой ЯЭРДУ до 5-7 лет. Показано, что космический комплекс с ЯЭРДУ мощностью порядка 1 МВт в составе исследовательского КА позволит обеспечить ускоренную доставку КА за 5-7 лет на орбиты искусственных спутников наиболее удаленных планет, планетоходов на поверхность естественных спутников этих планет и доставку на Землю грунта с комет, астероидов, Меркурия и спутников Юпитера и Сатурна.

### Многоразовый буксир для обеспечения больших грузопотоков в космосе

Одним из важнейших способов повышения эффективности транспортных операций в космосе является многоразовое использование элементов транспортной системы. ЯЭРДУ мощностью не менее 500 кВт позволяет создать ММБ и тем самым значительно повысить эффективность многозвенной космической транспортной системы. Особенно эффективна такая система в программе обеспечения больших годовых грузопотоков [17]. Примером может стать программа освоения Луны с созданием и обслуживанием постоянно наращиваемой обитаемой базы и экспериментальных технологических и производственных комплексов [18].

По проектным проработкам РКК «Энергия» при строительстве базы на поверхность Луны должны доставляться модули массой порядка 10 т, а, соответственно, на орбиту Луны — до 30 т. Суммарный грузопоток с Земли на орбиту Луны при строительстве обитаемой лунной базы и посещаемой лунной орбитальной станции оценивается в 700-800 т, а годовой грузопоток для обеспечения функционирования и развития базы — 400-500 т [18]. Однако из-за достаточно длительного времени транспортировки и, соответственно, значительного времени нахождения полезного груза в радиационных поясах Земли не все грузы могут быть доставлены с использованием ММБ с ЯЭРДУ. Поэтому грузопоток, который может быть обеспечен ММБ на основе ЯЭРДУ, оценивается в 100-300 т/гол.

Наша страна в настоящее время занимает около 40% мирового рынка коммерческих транспортных услуг по обеспечению запусков КА. Новые технологии, в том числе основанные на использовании ЯЭУ и ЭРДУ, могут позволить снизить удельную стоимость космической транспортировки, увеличить в несколько раз массу доставляемых неделимых грузов и сохранить мировое лидерство в обеспечении коммерческих пусковых услуг.

Существенное влияние на техническую эффективность оказывает стартовая масса ММБ на радиационно-безопасной орбите (РБО), т.е. фактически грузоподъемность используемых РН. В табл. 1 приведены оптимальные параметры ММБ в широком диапазоне стартовых масс комплекса (ММБ + контейнер с ПГ). Из данных табл. 1 видно, что одним из путей повышения эффективности ММБ с ЯЭРДУ является увеличение стартовой массы до предельной грузоподъемности РН для доставки грузовых модулей на РБО. Так, на примере обеспечения грузопотока между орбитами Земли и Луны в 100 т/год показано, что при двухпусковой схеме развертывания ММБ с использованием различных РН (существующих и перспективных) оптимальным будет ММБ с ЯЭУ электрической мощностью 0,8...1,7 МВт и ЭРДУ с удельным импульсом 42...61 км/с. При этом оптимальная продолжительность рейса составит 6-9 месяцев (в зависимости от типа РН) [19].

Высокую эффективность космической транспортной системы с использованием ММБ на основе ЯЭРДУ демонстрирует сравнение эффективностей ММБ и буксиров на основе различных разгонных блоков с ЖРД (ДМ-3, «Бриз-М», кислородно-водородный РБ). Показано преимущество ММБ на основе ЯЭРДУ как в возможности доставки «неделимого» груза массой в 2-3 раза большей, чем на установке с ЖРД, так и по количеству пусков РН (сокращение в 4-7 раз).

Таблица 1

0 NO/E	Стартовая масса, т						
Оптимальные параметры мімів	20	30	40	50	60		
Электрическая мощность ЯЭУ, кВт	520	830	1 070	1 280	1 610		
Удельный импульс, км/с	65,3	53,8	47,6	47	44,3		
Тяга ЭРДУ, Н	9	18	27	32	43		
Масса ЯЭУ, т	7,3	9	10,2	11,2	12,8		
Масса ЭРДУ, т	0,9	1,5	2,1	2,5	3,2		
Масса системы отведения ЯЭУ, т	0,9	1,3	1,8	2,1	2,8		
Масса рабочего тела, т	4,7	8,2	11,7	14,4	18,2		
Продолжительность рейса, сут	325	239	211	211	189		
Количество рейсов	6	8	9	9	10		
Масса ПГ за рейс, т	5,2	9,1	13,3	18,8	22		
Суммарная масса ПГ, т	31	72,6	119,8	169	219,9		
Масса модуля с ЯЭУ, т	8,9	11	12,6	14	16,3		
Масса модуля с ЭРДУ и ПГ, т	11,1	19	27,4	36	43,7		

#### Оптимальные значения основных параметров ММБ при различной стартовой массе ММБ на РБО высотой 800 км

# Экономическая эффективность использования ММБ с ЯЭРДУ

В качестве критерия экономической эффективности межорбитальной транспортной системы целесообразно использовать значение удельной стоимости транспортировки единицы массы ПГ с поверхности Земли на целевую орбиту. РКК «Энергия» была разработана экономико-математическая модель для оценки экономической эффективности ММБ [20], учитывающая основные составляющие затрат в транспортной системе: на создание и выведение на орбиту (с помощью РН и РБ) модулей ММБ, на закупку рабочего тела ЭРДУ, эксплуатационные затраты, а также расходы на проведение НИОКР и возможные капитальные затраты. Стоимостные показатели зависят от оптимальных параметров ММБ, т.е. предполагается, что максимальная эффективность с экономической точки зрения обеспечивается достижением оптимальных технических характеристик. Учитывается влияние фактора времени на значение удельной стоимости транспортировки.

С использованием этой модели была исследована сравнительная экономическая эффективность применения ММБ на основе ЯЭРДУ мощностью порядка 1 МВт и одноразового буксира с РБ на основе перспективных ЖРД в программе обеспечения доставки с Земли на орбиту Луны высотой 100 км полезного груза суммарной массой 100 т/год. При использовании одной и той же PH грузоподъемностью, равной грузоподъемности PH «Протон-М», и двухпусковой схемы построения транспортной системы удельная стоимость доставки единицы массы ПГ с помощью ММБ на основе ЯЭРДУ будет в три раза ниже, чем при использовании одноразовых буксиров на основе РБ с ЖРД типа ДМ-3 [20].

#### Лунные и планетные электростанции

С уверенностью можно говорить, что наступит и эра освоения Солнечной системы: первой будет Луна, а затем, возможно, Марс. Ученые и специалисты понимают необходимость их изучения и освоения, создания автоматических и обитаемых баз с необходимой инфраструктурой, энергокомплексов, добывающих, перерабатывающих и других производств, орбитальных станций, космопортов [18].

Освоение Луны и планет невозможно без создания нового поколения космической энергетики. Использование для планетных электростанций традиционно применяемых в КА солнечных батарей затруднено условиями их эксплуатации, так как на Луне 14 земных суток – день и 14 суток – ночь, поэтому потребуются достаточно тяжелые накопители электроэнергии (на основе аккумуляторных батарей или электрохимических накопителей), доставка которых сложна и затратна.

На поверхности Марса плотность солнечного излучения более чем в два раза ниже, чем в околоземном космосе, а также наблюдаются мощные пылевые бури.

Поэтому ключевой энергетической технологией при освоении Солнечной системы будет ядерная энергетика. Одним из направлений этой технологии будет создание лунной и планетных атомных электростанций (АЭС) [21], а в более отдаленной перспективе – и атомных теплоэлектростанций для добывающих и перерабатывающих комплексов [22]. С.П. Королев и В.П. Глушко в предложениях по созданию обитаемой лунной базы подчеркивали необходимость создания АЭС электрической мощностью в сотни киловатт [18]. Учитывая отсутствие на Луне атмосферы, в качестве лунной АЭС можно использовать космическую ЯЭУ мощностью от 150 кВт [21], аналогичную ЯЭУ для МБ «Геркулес» [5, 7] (рис. 5). Предположительные параметры такой АЭС мощностью 150...500 кВт следующие: масса — 7...11 т; общая высота — 7...10 м; ресурс — 10...15 лет; радиационная биологическая защита — грунтовый вал средней толщиной 3 м и суммарной массой 200...300 т.

Выполненное сравнение лунных электростанций мощностью 150 кВт на основе предложенной АЭС и на основе солнечных батарей с электрохимическим накопителем электроэнергии показало, что для создания лунной солнечной электростанции потребуется освоить площадь 2 900 м<sup>2</sup>, в то время как для АЭС — всего лишь 25 м<sup>2</sup>. Кроме того, стоимость доставки АЭС с Земли будет в 5-10 раз меньше стоимости доставки оборудования для солнечной электростанции [18].



Рис. 5. Общий вид лунной АЭС на основе космической термоэмиссионной ЯЭУ разработки РКК «Энергия»: 1 — термоэмиссионный реактор-преобразователь в предохранительном кожухе; 2 — теневая радиационная защита оборудования ЯЭУ; 3 — опорное кольцо; 4 — отражающие панели; 5 — холодильникизлучатель на основе тепловых труб; 6 — вал радиационной защиты из лунного грунта

### Космические энергокомплексы с дистанционной передачей энергии

Одним из перспективных направлений космического применения ЯЭУ является создание системы с дистанционной передачей электроэнергии, вырабатываемой ЯЭУ, с помощью электромагнитного излучения, прежде всего лазерного, потребителям энергии на достаточном безопасном расстоянии [23].

Основными причинами, которыми может быть обусловлена целесообразность использования принципов беспроводной передачи электроэнергии в той или иной энергетической космической системе (несмотря на неизбежные потери электрической мощности в канале передачи), являются следующие:

• невозможность либо нецелесообразность использования ядерной или солнечной энергетической установки большой мощности в составе КА из-за особенностей его целевого назначения и/или условий функционирования при большой требуемой мощности системы электропитания;

• необходимость энергоснабжения нескольких пространственно разделенных потребителей от одной космической энергостанции;

• неприемлемо высокая удельная масса и/или относительно небольшой ресурс эксплуатации энергетической установки, приводящие к целесообразности разделения источника энергии и потребителя;

• возможность повышения эффективности КА за счет покрытия пиковых электропотреблений посредством беспроводной передачи энергии без увеличения проектной мощности автономных энергоустановок КА.

Потребителями дистанционно-передаваемой энергии могут быть различные космические средства.

Для перспективных энергоемких исследовательских, сборочно-монтажных и других орбитальных станций использование энергетических модулей с бортовой ЯЭУ позволит практически полностью отказаться от крупногабаритных панелей солнечных батарей, громоздких массивных электрических аккумуляторов. И Низкий уровень микрогравитации технологических энергоемких КА может быть обеспечен за счет передачи энергии от находящейся поблизости (но механически не связанной с КА) энергетической станции. Система из 3-4 космических энергомодулей (орбитальных атомных электростанций) может быть использована для перевода КА с низкой опорной орбиты на геостационарную и другие энергоемкие орбиты за счет передачи по лазерному лучу энергии на борт КА с электроракетными двигателями. Энергетические модули с бортовой ЯЭУ на орбите вокруг Луны могут обеспечить питание по сфокусированному сверхвысокочастотному или лазерному лучу лунной базы. Подобная схема энергоснабжения может быть реализована в будущем и для марсианской базы.

# Концепция РКК «Энергия» экспедиции на Марс начала 2000-х годов

В нашей стране работы над полетом человека на Марс идут уже более 50 лет [24]. За это время концептуальные проекты прошли большую эволюцию, причем многие технические решения отрабатывались при полетах орбитальных станций, пилотируемых и грузовых кораблей. Без непосредственного участия человека невозможны многие исследования, развитие околоземной инфраструктуры, будущее освоение ближнего космоса, Луны и Марса. Пилотируемые комплексы и автоматические аппараты составляют единый инструмент исследования космоса, они дополняют и обогащают друг друга.

Уникальный опыт РКК «Энергия» в области пилотируемой космонавтики позволил разработать концепцию пилотируемой экспедиции на Марс.

Межпланетный экспедиционный комплекс (МЭК) состоит из орбитальной части — межпланетного орбитального корабля с энергодвигательным комплексом и взлетно-посадочного комплекса, выполняющего доставку части экипажа на поверхность Марса и обратно на околомарсианскую орбиту.

Двигательная установка (ДУ) для межпланетного перелета – одно из принципиальных решений, от которого зависят как конструкция МЭК, так и сценарий полета. Рассматривалось несколько вариантов ДУ и их сочетаний, однако основными следует признать три класса двигателей: жидкостные ракетные, ядерные ракетные и электроракетные двигатели.

Как и на ранних этапах работ по марсианской экспедиции, была подтверждена целесообразность и эффективность использования ЭРДУ для межпланетных перелетов, обеспечивающих минимальную начальную массу МЭК, а также высокую надежность и низкую стоимость экспедиции. В качестве источника электроэнергии для ЭРДУ рассматривались два типа энергетических установок: ядерная и солнечная.

Основные характеристики МЭК с ЯЭРДУ (рис. 6):

• стартовая масса МЭК — до 500 т;

масса взлетно-посадочного комплекса — до 40 т;

• тяга электрореактивных двигателей межпланетного перелета — 480 H;

• удельная тяга электроракетных двигателей — 50...90 км/с;

• мощность энергопитания ядерной энергоустановки — 24 МВт;

• экипаж межпланетного комплекса — 4-6 чел.;

• экипаж взлетно-посадочного комплекса – 2-3 чел.;

• общее время полета на Марс и обратно — около 2,5 лет;

время работы экипажа на поверхности — 15–30 сут.



Рис. 6. Общий вид МЭК с ЯЭРДУ: 1 — корабль доставки и возвращения экипажа; 2 — взлетно-посадочный комплекс; 3 — стыковочные агрегаты; 4 — складской модуль; 5 — межпланетный корабль; 6 — энергодвигательный комплекс

#### Обеспечение доставки на орбиту Марса неделимых грузов большой массы для разделенной схемы экспедиции

Второй из возможных вариантов схемы экспедиции на Марс предполагает, что на поверхности Марса заранее создается база с соответствующей инфраструктурой, а лишь потом осуществляется пилотируемая экспедиция с высадкой космонавтов на подготовленную базу. Этот вариант предполагает доставку беспилотными транспортными кораблями больших масс полезного груза, в том числе неделимого, с тем чтобы минимизировать робототехнические операции на поверхности Марса при создании инфраструктуры марсианской обитаемой базы.

РКК «Энергия» была исследована задача обеспечения больших грузопотоков с орбиты Земли на орбиту Марса с использованием для межорбитальной перевозки одноразовых МБ с ЯЭРДУ электрической мощностью 500 кВт и более и ресурсом до трех лет [25]. Особенностью данной транспортной операции, в отличие от пилотируемой экспедиции, является то обстоятельство, что нет жестких ограничений времени транспортировки груза, поэтому как параметры ЯЭРДУ, так и параметры собственно транспортной операции могут быть оптимизированы, исходя из разных критериев качества, одним из которых может быть минимизация мощности ЯЭРДУ для заланной массы нелелимого ПГ.

Было показано, что применительно к доставке на орбиту Марса неделимого груза массой 20 т эффективно использование одноразового МБ типа «Геркулес» мощностью 500 кВт [5]. Транспортный комплекс на околоземной орбите высотой 800 км может быть сформирован тремя пусками РН класса «Протон» или одним пуском РН класса «Энергия». Оптимальные параметры энергодвигательной системы для транспортировки к Марсу ПГ массой 20 т (при начальном ускорении 0,3 мм/с<sup>2</sup>) приведены в табл. 2.

Для транспортировки неделимых полезных грузов массой 100...200 т могут быть

Оптимальные параметры МБ для доставки к Марсу ПГ массой 20 т

использованы ЯЭУ с минимальным значением электрической мощности 1,6...3,1 МВт и ресурсом до двух лет. В табл. 3 приведены сравнительные характеристики транспортных кораблей на основе ЯЭРДУ и ЖРД для доставки на орбиту Марса неделимых грузов большой массы.

Таблица 2

Используемые РН	Мощность ЯЭУ, кВт	Удельный импульс ЭРДУ, км/с	Начальная масса, т	Масса ЯЭУ, т	Масса рабочего тела, т	Время полета, сут
Три пуска РН грузоподъемностью до 25 т	500	40	53,7	12,7	19,0	690
Один пуск РН грузоподъемностью 100 т	500	20	66,4	12,7	31,7	612

Таблииа 3

#### Сравнительные характеристики одноразовых транспортных кораблей на основе ЖРД и ЯЭРДУ

Масса ПГ на орбите Марса, т	Тип ДУ	Начальная масса, т (на низкой околозем- ной орбите)	Время полета, сут	Мощность ЯЭУ, кВт	Отношение начальных масс МБ на основе ЖРД и ЯЭРДУ
20	ЖРД	416	270	—	—
20	ЯЭРДУ	54	690	500	7,7:1
20	ЯЭРДУ	97	352	4 120	4,3:1
100	ЖРД	2 080	270	—	_
100	ЯЭРДУ	283	360	15 300	7,35:1
100	ЯЭРДУ	496	287	10 200	4,2:1
200	ЖРД	4 160	270	—	—
200	ЯЭРДУ	492	360	26 500	8,45:1
200	ЯЭРДУ	707	317	17 600	5,9:1

#### Заключение

Статья обобщает результаты многолетних работ РКК «Энергия» по ряду фундаментальных вопросов освоения ближнего и дальнего космоса. Показано, что индустриализация работ в космосе, энергообеспечение, а также решение ряда других актуальных космических задач требуют создания мощных ядерных энергоустановок и электроракетных двигателей.

Рассмотренные энергетические и двигательные установки могут способствовать решению экологических проблем Земли, полету человека к Марсу, созданию системы беспроводной передачи энергии в космосе, реализации с повышенной безопасностью космического захоронения особо опасных радиоактивных отходов наземной атомной энергетики, созданию обитаемой лунной базы и началу промышленного освоения Луны, обеспечению защиты Земли от астероидно-кометной опасности. Совокупность исследованных проблем может стать основой для развертывания комплекса проектно-конструкторских и экспериментальных работ по перспективным направлениям космической деятельности.

#### Список литературы

1. Грязнов Г.М. Космическая атомная энергетика и новые технологии (Записки директора). М.: ФГУП «ЦНИИатоминформ», 2007.

2. Пупко В.Я. История работ по летательным аппаратам на ядерной энергии для космических и авиационных установок в ГНЦ РФ ФЭИ. 2-е изд. Обнинск: ФЭИ, 2002.

3. Кухаркин Н.Е., Пономарев-Степной Н.Н., Усов В.А. Космическая ядерная энергетика (ядерные реакторы с термоэлектрическим и термоэмиссионным преобразованием — «Ромашка» и «Енисей»). М.: Энергоатомиздат, 2008.

4. Васильковский В.С., Андреев П.В., Зарицкий Г.А., Пономарев-Степной Н.Н. и др. Проблемы космической энергетики и роль ЯЭУ в их решении// Ядерная энергетика в космосе. Сб. докл. в 3-х томах. Т. 1. М.: Изд-во НИКИЭТ, 2005. С. 20–25.

5. Синявский В.В. О работах РКК «Энергия» имени С.П. Королева в области создания ядерноэнергетических установок и ядерных электроракетных двигательных установок большой мощности // Ракетно-космическая техника. Труды РКК «Энергия» им. С.П. Королева. Сер. 12. Вып. 1-2. Королев, 2007. С. 8–19.

6. Агеев В.П., Островский В.Г. Магнитоплазмодинамический двигатель большой мощности непрерывного действия на литии // Известия РАН. Энергетика. 2007. № 3. С. 82–95.

7. Легостаев В.П., Лопота В.А., Синяеский В.В., Тугаенко В.Ю. Перспективные космические аппараты и комплексы на базе ядерной энергетики. Состояние разработки и экспериментальной отработки элементов, агрегатов и модулей термоэмиссионной ЯЭУ мощностью 500 кВт для межорбитального буксира «Геркулес» // Тезисы докладов научных чтений, посвященных 90-летию со дня рождения Ю.А. Мозжорина (г. Королев М. О., 23–24 ноября 2010 г.). Королев: ЦНИИмаш. С. 4–6.

8. Коротеев А.С. Новый этап в использовании атомной энергии в космосе // Атомная энергия. 2010. Т. 108. Вып. 3. С. 135–138.

9. РКК «Энергия» им. С.П. Королева в первом десятилетии XXI века. М.: РКК «Энергия», 2011.

*10. Семенов Ю.П.* Новые российские технологии в ракетно-космической технике последних лет // Вестник РАН. 2000. Т. 70. № 8. С. 696–709.

11. Лукьященко В.И., Лисовой В.Т., Бачманов М.М. Проблемы и перспективы использования космических ядерных энергоустановок в составе высокоорбитальных космических аппаратов радиолокационного зондирования Земли и околоземного пространства // Ядерная энергетика в космосе. Сб. докл. в 3-х томах. Т. 1. М.: Изд-во НИКИЭТ, 2005. С. 139–143.

12. Полетаев Б.И., Лянной Е.Г., Романов А.В., Павлов А.Ю. Работы КБ «Арсенал» по созданию космических аппаратов с ядерными энергетическими установками // Ядерная энергетика в космосе. Сб. докл. в 3-х томах. Т. 1. М.: Изд-во НИКИЭТ, 2005. С. 247–249.

13. Лопота В.А., Масленников А.А., Синявский В.В. Система ядерных электроракетных транспортных аппаратов для удаления с геостационарной орбиты пассивных космических аппаратов // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 1. С. 3–12.

14. Синявский В.В. Маневрирующий космический аппарат с мощным бортовым импульсным лазером для очистки околоземного пространства от техногенного засорения // Известия РАН. Энергетика. 2007. № 3. С. 102–105. 15. Семенов Ю.П., Филин В.М., Соколов Б.А., КлиппаВ.П., ЛакеевВ.Н., РоговА.В., СинявскийВ.В., Юдицкий В.Д. О космическом захоронении особо опасных радиоактивных отходов атомной энергетики // Известия РАН. Энергетика. 2003. № 3. С. 6–14.

16. Синявский В.В., Юдицкий В.Д. Проблемные вопросы экспедиции к лунам Юпитера при использовании ядерного электроракетного двигателя // Ядерная энергетика в космосе. Сб. докл. в 3-х томах. Т. 1. М.: Изд-во НИКИЭТ, 2005. С. 150–154.

17. Грибков А.С., Евдокимов Р.А., Легостаев В.П., Лопота В.А., Максимов В.А., Островский В.Г., Синявский В.В., Тугаенко В.Ю. Электроракетный транспортный аппарат для обеспечения больших грузопотоков в космосе // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 2. С. 101–111.

18. Луна — шаг к технологиям освоения Солнечной системы / Под научной редакцией В.П. Легостаева и В.А. Лопоты. М: РКК «Энергия», 2011.

19. Косенко А.Б., Синявский В.В. Оптимизация параметров многоразового межорбитального буксира с ядерной электроракетной двигательной установкой // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 3. С. 140–152.

20. Косенко А.Б., Синявский В.В. Оценка удельной стоимости доставки полезного груза с поверхности Земли на орбиту назначения транспортной системой с многоразовым электроракетным буксиром // Известия РАН. Энергетика. 2011. № 3. С. 53–64.

21. Бранец В.Н., Грибков А.С., Синявский В.В. и др. Атомная электростанция лунной базы // Ракетно-космическая техника. Труды РКК «Энергия» им. С.П. Королева. Сер. 12. Вып. 1-2. Королев, 2007. С. 23–31.

22. Грибков А.С., Евдокимов Р.А., Синявский В.В. Лунный добывающе-перерабатывающий комплекс // Энергия: экономика, техника, экология. 2011. № 10. С. 68–74.

23. Грибков А.С., Евдокимов Р.А., Синявский В.В., Соколов Б.А., Тугаенко В.Ю. Перспективы использования беспроводной передачи электрической энергии в космических транспортных системах // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 2. С. 118–123.

24. Пилотируемая экспедиция на Марс / Под ред. А.С. Коротеева. М.: Российская академия космонавтики имени К.Э. Циолковского, 2006.

25. Синявский В.В., Юдицкий В.Д. Сравнительный анализ вариантов энергодвигательного обеспечения грузовых перевозок с орбиты Земли на орбиту Марса для последующей пилотируемой экспедиции на Марс // Ракетно-космическая техника. Труды РКК «Энергия» им. С.П. Королева. Сер. 12. Вып. З. Королев, 2009. С. 17–38. Статья поступила в редакцию 22.03.2013 г. УДК 629.78.01"71":531.5

### БАЛЛИСТИКА ПРОГРАММЫ «МОРСКОЙ СТАРТ»

#### © 2013 г. Верховцева Т.И., Гаврелюк О.П., Заборский С.А., Мовчан А.А., Панчуков А.А., Улыбышев Ю.П., Шибаев И.М.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королева» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королев, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru* 

Приведены сравнительные оценки безопасности трасс пусков, описания схем полета ракеты космического назначения «Зенит-ЗSL» с разгонным блоком ДМ-SL, данные о пусках и фактических точностях выведения космических аппаратов на переходную к геостационарной орбиту. Большое количество успешных пусков подтвердило обоснованность проектно-баллистических решений программы «Морской старт».

**Ключевые слова:** точка старта, морское базирование, безопасность трасс, ракета-носитель, разгонный блок, система управления, схема полета, точность выведения.

#### FLIGHT DYNAMICS OF SEA LAUNCH PROGRAM

Verkhovtseva T.I., Gavreluk O.P., Zaborsky S.A., Movchan A.A., Panchukov A.A., Ulybyshev Yu.P., Shibaev I.M.

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

Presented are comparative safety analysis of launch ground tracks, description of mission designs for the integrated launch vehicle Zenit-3SL with upper stage Block DM-SL, data on launches and actual accuracy of spacecraft injection into geotransfer orbit. Multiple successful missions have proven the validity of flight dynamics design for the Sea Launch program.

*Key words: launching point, sea-based, ground track safety, launch vehicle, upper stage, control system, mission design, orbital injection accuracy.* 



ВЕРХОВЦЕВА Т.И.



ГАВРЕЛЮК О.П.



ЗАБОРСКИЙ С.А.



МОВЧАН А.А.



ПАНЧУКОВ А.А.



улыбышев ю.п.



ШИБАЕВ И.М.

BEPXOBЦЕВА Татьяна Ивановна — инженер РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru VERKHOVTSEVA Tatiana Ivanovna — Engineer at RSC Energia

ГАВРЕЛЮК Олег Петрович — ведущий инженер-математик РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru GAVRELUK Oleg Petrovich — Lead software engineer at RSC Energia

ЗАБОРСКИЙ Сергей Артурович — начальник сектора РКК «Энергия», ктн, e-mail: sergey.zaborsky@rsce.ru ZABORSKY Sergey Arturovich — Head of Sector at RSC Energia, Candidate of Science (Engineering)

MOBЧAH Андрей Анатольевич — инженер-математик РКК «Энергия», e-mail: andrey.movchan@rsce.ru MOVCHAN Andrey Anatolievich — software engineer at RSC Energia

ПАНЧУКОВ Александр Александрович — начальник сектора РКК «Энергия», ктн PANCHUKOV Alexander Alexandrovich – Head of Sector at RSC Energia, Candidate of Science (Engineering)

УЛЫБЫШЕВ Юрий Петрович — заместитель руководителя НТЦ, начальник отдела РКК «Энергия», дтн, e-mail: yuri.ulybyshev@rsce.ru

ULYBYSHEV Yuriy Petrovich – Deputy Head of Scientific and Technical Center, Head of Department at RSC Energia, Doctor of Science (Engineering)

ШИБАЕВ Иван Михайлович — ведущий инженер РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru SHIBAEV Ivan Mikhailovich — Lead engineer at RSC Energia

Разработка концепции стартового комплекса морского базирования (СК МБ) была обусловлена рядом геополитических и экономических обстоятельств [1], но обозначим только основные технические факторы, определяющие преимущества СК МБ в сравнении с континентальными космодромами:

• если СК МБ располагается в экваториальной зоне Мирового океана, то масса космического аппарата (КА), выводимого на целевые орбиты малых наклонений, заметно увеличивается из-за более полного использования скорости вращения Земли и отсутствия необходимости в значительном повороте плоскости орбиты;

• минимальные ограничения на азимуты пусков и районы падения;

• снижение степени риска для населения и уменьшение возможного материального ущерба при падении фрагментов ракеты космического назначения (РКН) вдоль трассы полета в аварийной ситуации.

После многовариантной проработки было решено, что для пусков с СК МБ будут использованы ракета-носитель (PH) «Зенит-2*S*» — модификация двухступенчатой PH «Зенит» разработки ГКБ «Южное» (г. Днепропетровск, Украина), и разгонный блок (РБ) ДМ-*SL* — модификация РБ ДМ разработки Ракетно-космической корпорации «Энергия», составившие вместе с блоком полезного груза РКН «Зенит-З*SL*».

Разработчиком систем управления РН и РБ является Научно-производственный центр автоматики и приборостроения (НПЦ АП).

#### Расположение стартового комплекса. Сравнительная безопасность трасс пусков

При выборе точек старта в акватории Мирового океана необходим, как минимум, учет следующих требований и ограничений:

 стартовый комплекс не должен находиться в 200-мильной экономической зоне островов и прибрежных государств;

• на планируемых трассах пусков должна быть обеспечена возможность размещения районов падения приемлемых размеров для отделяемых элементов конструкции (ОЭК) на дальностях, близких к оптимальным;

• в наиболее тяжелых аварийных ситуациях, таких как взрыв РКН или ее падение вдоль трассы полета, риск для населения и собственности должен быть минимальным (в идеале — нулевым).

По результатам анализа с учетом обозначенных выше факторов в экваториальной области



Рис. 1. Позиционные районы расположения СК МБ и трассы полета Space Shuttle, «Ариан» и «Зенит-ЗSL»

были выбраны позиционные районы возможного расположения СК МБ в Атлантическом (АО), Индийском (ИО1, ИО2) и Тихом (ТО) океанах (см. табл. 1 и рис. 1).

В связи с недостатком информации при предварительном выборе позиционных районов такие факторы, как метеоусловия, течения, протяженность транспортных маршрутов от портов базирования, возможности радиоконтроля траекторий выведения и тому подобные факторы детально не рассматривались.

Таблица 1

Районы возможного расположения СК МБ

Регион	Диапазон долгот возможного	Территориальная принадлежность экономической зоны, определяю- щая границу диапазона		
	расположе- ния СК граница		Правая граница	
Атланти- ческий океан	2612° з.д.	о-в Сан-Паулу (Бразилия)	о-в Пагалу (Экв. Гвинея)	
Индий-	47,557,5° в.д.	Сомали (побережье)	Мальдивские о-ва (Мальдивская республика)	
ский океан	7782° в.д.	Мальдивские о-ва (Мальдив- ская республика)	о-в Ниас (Индонезия)	
Тихий океан	154,5107° з.д.	о-в Рождества (Кирибати)	Галапагосские о-ва (Эквадор)	

Все состоявшиеся к настоящему времени пуски были осуществлены с экватора из точки старта с географическими координатами  $\phi = 0^{\circ}, \lambda = 154^{\circ}$  з.д., практически совпадающей с левой границей Тихоокеанского позиционного района, определенного на этапе концептуального проектирования.

Важной особенностью, обеспечивающей уникальные характеристики безопасности СК МБ, является значительное удаление точки старта и районов падения ОЭК от континентов на всех азимутах пусков без исключения.

Эксплуатация любой из современных транспортных систем связана с риском, т.е. потенциальной возможностью нанесения ущерба здоровью людей, материальным ценностям и окружающей среде. Этот риск возрастает, когда мы имеем дело с изделиями, имеющими большие габариты и обладающими высокими скоростями, к которым относятся современные средства выведения.

Ущерб, который может причинить средство выведения при падении, зависит от характеристик и величины остатков топлива на момент аварии, масс и размеров долетающих до поверхности Земли фрагментов конструкции. Возможный ущерб сокращается по мере удаления точки падения от старта из-за выработки топлива и отделения элементов конструкции. Проведем качественное сравнение уровня потенциального ущерба для трех средств выведения на типовых трассах пуска. Это многоразовая транспортная космическая система (МТКС) *Space Shuttle* при пуске с мыса Канаверал на орбиту наклонением  $i = 28,5^\circ$ , РКН «Ариан» при пуске с космодрома Куру (Французская Гвиана) на геопереходную орбиту наклонением  $i = 7^\circ$  и «Зенит-3*SL*» при пуске на орбиту наклонением  $i = 0^\circ$  (см. рис. 1).

Основные элементы *Space Shuttle* — два твердотопливных ускорителя (TTУ), подвесной топливный бак (ПТБ) и орбитальный самолет (ОС). На первой ступени двигатели TTУ и маршевые двигатели OC, использующие топливо из ПТБ, работают параллельно. TTУ падают в пределах нескольких сотен километров от старта, а ПТБ — в районе, антиподном точке старта. При аварии фрагменты OC ( $m \cong 95$  т), ПТБ ( $m \cong 30$  т) и остатки топлива из ПТБ могут нанести ущерб на территории Африки.

Основные отделяемые элементы конструкции РКН «Ариан» — два ТТУ, падающие неподалеку от старта, центральная криогенная ступень *ЕРС*, падающая в Тихий океан, пролетев перед этим почти виток по орбите, и верхняя ступень *ЕРS* (аналог РБ). «Сухая» масса *ЕРС* составляет 16 т, а масса топлива — 154 т. При аварии на участке работы *ЕРС* также может быть поражена территория Африки.

Первая ступень РКН «Зенит-З*SL*» (m = 32,5 т) падает на удалении 800...900 км от старта, вторая ступень (m = 9,5 т) — на расстоянии 4 000...5 000 км от старта. Районы падения обеих ступеней находятся в акватории Тихого океана.

Таким образом, в отличие от МТКС Space Shuttle и РКН «Ариан», наиболее массивные элементы конструкции РКН «Зенит-3SL» на континенты упасть не могут — они туда просто не долетают. При отказе маршевого двигателя (МД) РБ ДМ-SL небольшое количество фрагментов конструкции РБ и КА может упасть на территорию Южной Америки, однако вероятность несчастного случая составляет менее 2.10-8, что намного ниже уровня естественного риска. Отсюда следует, что ракетно-космический комплекс морского базирования обеспечивает качественно новый уровень безопасности в сравнении с наиболее интенсивно эксплуатировавшимися средствами выведения.

Существенно также то, что при выбранных точке старта и схемах полета падение ступеней РКН «Зенит-З*SL*» на сушу практически невозможно при любом азимуте пуска (см. рис. 1).

#### Схемы полета

РКН «Зенит-ЗSL» может выводить КА на различные околоземные орбиты, а также отлетные межпланетные траектории. Благодаря возможности выбора координат точки старта и азимута пуска выведение на целевые орбиты любой высоты и наклонения можно осуществить наиболее оптимальным образом, без изменения плоскости полета и учета ограничений по расположению районов падения. Значения масс выводимых КА в зависимости от параметров целевых орбит приводятся в «Справочнике пользователя» [2], причем они заметно возрастают по мере совершенствования энергомассовых характеристик РКН.

На оптимальных траекториях выведения РН «Зенит-2*S*» выводит орбитальный блок (РБ + КА) в окрестность апогея незамкнутой промежуточной орбиты с радиальным расстоянием  $R_{\alpha \ прм}$  и радиальным расстоянием перигея  $R_{\pi \ прм}$ , после чего 1-3 включениями маршевого двигателя блока формируется целевая орбита.

В процессе проектирования и проведения пусков по программе «Морской старт» выяснилось, что практически единственным востребованным типом целевой орбиты является орбита, переходная к геостационарной (ПГСО). При этом радиус апогея ПГСО может быть равен радиусу геостационарной орбиты (ГСО) или незначительно от него отличаться (для оптимизации схемы довыведения на ГСО средствами КА после его отделения от РБ), а высота перигея превышает 200 км.

Целевая орбита задается радиусами перигея  $R_{\pi} \ge R_{\alpha \text{ прм}}$  и апогея  $R_{\alpha}$ , плоскости промежуточной и целевой орбит совпадают.

Оптимальной схемой выведения на целевую орбиту по затратам характеристической скорости является так называемая апогейная схема, при реализации которой первым импульсом формируется переходная орбита с параметрами  $R_{\pi \text{ прх}} = R_{\alpha \text{ прм}}, R_{\alpha \text{ прx}} = R_{\alpha}$ , а вторым импульсом в апогее переходной орбиты радиус перигея увеличивается до заданного значения  $R_{\pi}$  (рис. 2, *a*). Значения импульсов задаются соотношениями:

$$\Delta V_{1a} = \sqrt{\frac{2\mu R_{\alpha}}{R_{\alpha \, \text{прм}} \left(R_{\alpha \, \text{прм}} + R_{\alpha}\right)}} - \sqrt{\frac{2\mu R_{\pi \, \text{прм}}}{R_{\alpha \, \text{прм}} \left(R_{\alpha \, \text{прм}} + R_{\pi \, \text{прм}}\right)}},$$
$$\Delta V_{2a} = \sqrt{\frac{2\mu R_{\pi}}{R_{\alpha} \left(R_{\alpha} + R_{\pi}\right)}} - \sqrt{\frac{2\mu R_{\alpha \, \text{прm}}}{R_{\alpha} \left(R_{\alpha} + R_{\alpha \, \text{прm}}\right)}},$$

где µ – гравитационная постоянная Земли.



Рис. 2. Двухимпульсные схемы быведения КА на переходную к геостационарной орбиту: a, б, в — апогейная, перигейная, постперигейная схемы выведения соответственно; D1 и D2 — участки работы маршевого двигателя при первом и втором включениях соответственно; АУ РН — активный участок

Для обеспечения необходимого уровня надежности работы маршевого двигателя РБ значение запаса топлива перед последним включением должно быть не менее заданного  $\Delta G_{T2} \ge \Delta G_{T_{3aq}}$ . К сожалению, значение  $\Delta G_{T_{3aq}}$ , выраженное в единицах характеристической скорости для КА с массой в интересующем диапазоне, намного превосходит значение второго импульса апогейной схемы.

Альтернативой апогейной схеме является так называемая перигейная схема, когда первым включением МД формируется переходная орбита с параметрами  $R_{\pi \text{ прх}} = R_{\alpha \text{ прм}}$  и  $R_{\alpha \text{ прx}} = R_{\pi}$ , а вторым включением в апогее переходной орбиты радиус апогея целевой орбиты увеличивается до заданного значения  $R_{\alpha}$  (рис. 2,  $\delta$ ). Импульсы задаются соотношениями:

$$\Delta V_{1p} = \sqrt{\frac{2\mu R_{\pi}}{R_{\alpha \text{ прм}}(R_{\alpha \text{ прм}} + R_{\pi})}} - \sqrt{\frac{2\mu R_{\pi \text{ прм}}}{R_{\alpha \text{ прм}}(R_{\alpha \text{ прm}} + R_{\pi \text{ прm}})}},$$
$$\Delta V_{2p} = \sqrt{\frac{2\mu R_{\alpha}}{R_{\pi}(R_{\pi} + R_{\alpha})}} - \sqrt{\frac{2\mu R_{\alpha \text{ прm}}}{R_{\pi}(R_{\pi} + R_{\alpha \text{ прm}})}}.$$

Обозначим через  $\Delta V_{\Sigma a} = \Delta V_{1a} + \Delta V_{2a}$  и  $\Delta V_{\Sigma p} = \Delta V_{1p} + \Delta V_{2p}$  суммарные энергозатраты на двухимпульсный переход для апогейной и перигейной схем соответственно,  $\Delta V_{pa} (R_{a \text{ прм}}, R_{\pi}, R_{a}) = \Delta V_{\Sigma p} - \Delta V_{\Sigma a}$ .

Тейной и перигейной схем соответственно,  $\Delta V_{pa}(R_{\alpha \text{ прм}}, R_{\pi}, R_{\alpha}) = \Delta V_{\Sigma p} - \Delta V_{\Sigma a}.$ Значение  $R_{\pi}$  находится в диапазоне  $R_{\alpha \text{ прм}} \leqslant R_{\pi} \leqslant R_{\alpha}.$  В граничных точках диапазона  $\Delta V_{pa}(R_{\alpha \text{ прм}}, R_{\alpha \text{ прм}}, R_{\alpha}) = \Delta V_{pa}(R_{\alpha \text{ прм}}, R_{\alpha}, R_{\alpha}) = 0.$ При  $R_{\pi} = R_{\alpha}$  и апогейная, и перигейная схе-

При  $R_{\pi} = R_{\alpha}$  и апогейная, и перигейная схемы трансформируются в гомановский переход, а при  $R_{\pi} = R_{\alpha \text{ прм}}$  — в одноимпульсный переход. В остальных точках диапазона  $\Delta V_{pa} > 0$ .

Для того чтобы уменьшить негативные последствия влияния ограничения  $\Delta G_{T_{3ад}}$  на величину суммарных энергозатрат, была рассмотрена постперигейная схема выведения (рис. 2, *в*). Ее отличительная особенность состоит в том, что параметры переходной орбиты выбираются оптимальными при условии, что затраты топлива при втором включении маршевого двигателя должны быть не менее заданных.

Обозначим через  $\Delta V_{tpp}$  и  $\Delta V_{2pp}$  первый и второй импульсы постперигейного перехода, через  $\Delta V^*$  — затраты характеристической скорости, эквивалентные  $\Delta G_{T_{3ад}}$ . Ограничение на значение  $\Delta V^*$  имеет физический смысл, если  $\Delta V_{2a} \leq \Delta V^* \leq \Delta V_{2p}$ , а в указанном диапазоне минимум  $\Delta V_{\Sigma pp}$  достигается при ограничении  $\Delta V_{2pp} \geq \Delta V^*$ . Поэтому задача поиска параметров оптимального постперигейного перехода формулируется так: для заданных значений  $R_{\alpha \ прм}$ ,  $R_{\pi}$ ,  $R_{\alpha}$ ,  $\Delta V^*$  найти параметры перехода с промежуточной орбиты на целевую, при которых значение первого импульса  $\Delta V_{tpp}$  минимально, а второго — больше либо равно  $\Delta V^*$ . Если высота перигея  $H_{\pi}$  меньше 240 км, оптимальной становится одноимпульсная схема выведения.

Сравнительный анализ 1- и 3-импульсных схем выведения на ПГСО представлен в работе [3].

Проектные оценки энергомассовых характеристик для различных вариантов целевых орбит, сравнительные оценки точностей выведения и безопасности трасс пусков были представлены потенциальным потребителям на Международной презентации системы «Морской старт» и использованы при разработке первой редакции «Справочника пользователя» [4].

Согласование требований Заказчика к массе КА и параметрам целевой орбиты проводится на основании сверки результатов независимых расчетов в ГКБ «Южное» и РКК «Энергия» так называемых «сквозных» оптимальных траекторий РН и РБ с учетом всей совокупности требований и ограничений. Декларировалось:

• допустимая разница расчетных масс выводимого космического аппарата не должна превосходить 0,2%;

• уточнения методик расчета и исходных данных на этапах разработки проектных траекторий и Полетных заданий не должны ухудшать энергомассовых характеристик системы по отношению к заявленным при расчете «сквозных» траекторий.

Описанная технология обеспечила методическое дублирование расчетных результатов и позволила в максимальной степени использовать возможности и учесть особенности ракеты-носителя и разгонного блока при проведении конкретного пуска.

Важной составной частью проектирования полетов является разработка программы ориентации, обеспечивающей выполнение требований Заказчика с учетом собственных приоритетов разгонного блока. Как правило, при решении задач программной ориентации на пассивных участках и перед отделением КА необходимо учитывать положение Солнца. Была разработана и внедрена технология ввода оперативных данных, позволившая учесть фактическое положение Солнца на середину пускового окна для каждой из дат стартового диапазона. Методы решения типовых задач программной ориентации с учетом специфики их реализации системой управления разгонного блока изложены в работе [5].

#### Данные о пусках

Данные о пусках РКН «Зенит-3*SL*» по состоянию на август 2012 года представлены в табл. 2.

Для тридцати двух из тридцати трех пусков целевой орбитой являлась ПГСО. Параметры промежуточной орбиты входили в число оптимизируемых. Для ряда миссий небольшие резервы топлива использовались для улучшения условий радиовидимости на критичных этапах полета.

Пять пусков прошли по одноимпульсной схеме, остальные — по двухимпульсным перигейной или постперигейной.

Наклонение ПГСО на первых пусках отличалось от нулевого для того, чтобы в полосу разброса фрагментов РКН при аварии не попадали Галапагосские острова, находящиеся на удалении 7 000 км от точки старта вблизи экватора. Затем это ограничение было снято. Для некоторых миссий ненулевое наклонение целевой орбиты задавалось Заказчиком пуска для последующего формирования самим КА наклонной геостационарной орбиты.

Прием телеметрической и траекторной информации в ходе полета осуществляется системой спутников-ретрансляторов *TDRSS* (*Tracking and Date Relay Satellite System*), расположенных на геостационарной орбите, наземными измерительными пунктами (НИП), расположенными как на территории РФ, так и за ее пределами, и сборочно-командным судном (СКС), находящимся на экваторе в районе точки старта. При необходимости может привлекаться также мобильный измерительный пункт (МИП), координаты которого подлежат определению при разработке схемы полета.

Практически все пуски по программе «Морской старт» проводились и предполагается проводить на орбиты с нулевым или малым наклонением. Поэтому выберем в качестве опорной плоскости для отображения расчетной информации плоскость экватора.

Положение *TDRS* (одного из спутников *TDRSS*) и НИП определяется их географическими координатами и в гринвичской вращающейся системе координат не меняется со временем. Поэтому для отображения кинематических параметров траектории выведения целесообразно использовать гринвичскую вращающуюся систему координат. Зона связи *TDRS* в экваториальной плоскости ограничивается двумя лучами, исходящими из точки расположения на ГСО; угол между ними определяется полем обзора антенны *TDRS* в направлении восток–запад и задается разработчиком системы. Из зоны связи *TDRS* исключается участок, попадающий в «тень» Земли.

#### Данные о пусках РКН «Зенит-ЗSL»

Таблица 2

N₂/n	№/n Миссия Дата целч		Параме целевой о	стры рбиты	Macca KA,	Тип целевой	Количество включений	Схема полета
		старта	$H_{\pi} \!  imes \! H_{lpha}$ , км	і, град	КГ	ороиты	МД	
1/1	DemoSat	28.03.99	655×36 011	1,25	4 500	ПГСО	2	П
2/2	DirecTV-1R	10.10.99	2 800×35 786	0,55	3 550	ПГСО	2	ПП
3	ICO*	12.03.00	10 115×10 115	45	2 709	Высокая круговая	2	ГОМ
4/3	PAS-9	28.07.00	1 900×35 786	1,2	3 748	ПГСО	2	ПП
5/4	Thuraya	21.10.00	215×35 786	6,3	5 184	ПГСО	2	П
6/5	XM Radio 2	19.03.01	906×35 786	1,25	4 682	ПГСО	2	ПП
7/6	XM Radio 1	09.05.01	906×35 786	1,25	4 682	ПГСО	2	ПП
8/7	Galaxy IIIC	15.06.02	361×41 440	0	4 850	ПГСО	2	П
9/8	Thuraya D2	10.06.03	1 200×35 786	6,3	5 212	ПГСО	2	П
10/9	EchoStar IX	08.08.03	760×35 786	0	4 737	ПГСО	2	П
11/10	Galaxy 13	01.10.03	2 380×35 786	0	4 090	ПГСО	2	ПП
12/11	Estrela do Sul	11.01.04	760×35 786	0	4 772	ПГСО	2	П
13/12	Direc TV-7S	04.05.04	200×35 786	0	5 565	ПГСО	1	0
14	Telstar-18**	29.06.04	760×35 786	0	4 780	ПГСО	2	П
15/13	XM-Radio-3	01.03.05	2 468×35 786	0	4 731	ПГСО	2	ПП
16/14	Spaceway-1	26.04.05	250×34 128	0	6 080	ПГСО	1	0
17/15	IntelSat-A8	23.06.05	202×35 636	0	5 500	ПГСО	1	0
18/16	InmarSat 4	08.11.05	310×35 786	3	5 959	ПГСО	2	П
19/17	EchoStar X	16.02.06	1 685×35 726	0	4 335	ПГСО	2	ПП
20/18	JCSat-9	12.04.06	1 685×35 726	0	4 403	ПГСО	2	ПП
21/19	Galaxy-16	17.06.06	2 300×35 636	0	4 639	ПГСО	2	ПП
22/20	Koreasat-5	22.08.06	2 925×35 636	0	4 550	ПГСО	2	ПП
23/21	XM Radio-4	30.10.06	1 235×36 109	0	5 193	ПГСО	2	ПП
24	New Skies-8***	01.02.07	250×37 246	0	5 920	ПГСО	1	0
25/22	Thuraya D3	15.01.08	740×35 786	6,2	5 180	ПГСО	2	ПП
26/23	DirecTV 11	20.03.08	250×36 482	0	5 960	ПГСО	2	П
27/24	Galaxy-18	21.05.08	2 550×35 636	0	4 642	ПГСО	2	ПП
28/25	EchoStar XI	16.07.08	750×36 636	0	5 581	ПГСО	2	ПП
29/26	Galaxy-19	24.09.08	2 810×35 636	0	4 692	ПГСО	2	ПП
30/27	Sicral 1B	20.04.09	8 606×35 666	0	3 120	ПГСО	2	ПП
31/28	Atlantic Bird	24.09.11	1 600×35 636	0	4 648	ПГСО	2	ПП
32/29	IntelSat-19	19.03.12	870×35 636	0	5 600	ПГСО	2	ПП
33/30	IntelSat-21	01.06.12	280×35 786	0	5 984	ПГСО	1	0

*Примечания:* № — номер пуска; *n* — номер успешного пуска; *H*<sub>α</sub> — высота апогея; П — перигейная; ПП — постперигейная; О — одноимпульсная; ГОМ — гомановский переход; \* — аварийное прекращение полета на участке работы РН; \*\* — преждевременное выключение МД РБ при втором включении; \*\*\* — маршевый двигатель I ступени РН не вышел на расчетный режим.

Зона связи НИП или СКС интерпретируется внутренностью конуса с вершиной в точке расположения НИП и углом полураствора  $\beta = 0.5\pi - \delta_m$ , где  $\delta_m$  — минимальный угол места, при котором возможен прием информации. Сечением этого конуса плоскостью экватора является гипербола (более детально см. работу [6]).

В отличие от координат *TDRS* и НИП, координаты Солнца во вращающейся системе координат зависят от даты, времени старта и полетного времени. Пусть  $\alpha$  и  $\delta$  — прямое восхождение и склонение Солнца на некоторый опорный момент времени  $\tau_0$ . Тогда единичный вектор направления на Солнце

 $\vec{S}_0 = (\cos \alpha \cos \delta, \sin \alpha \cos \delta, \sin \delta)^T$ .

Линией терминатора является окружность, получающаяся при пересечении сферы радиуса Земли  $R_3$  плоскостью, нормальной к  $S_0$  и проходящей через центр Земли, а проекция терминатора на экваториальную плоскость представляет собой эллипс с полуосями  $\alpha_r = R_3 \sin \delta$ ,  $b_r = R_3$ .

Сечение цилиндра тени экваториальной плоскостью также представляет собою эллипс с полуосями  $a_u = R_3 / |\sin \delta|, b_u = R_3$ , который трансформируется при  $\delta = 0$  в пару параллельных прямых. Изменение положения Солнца при изменении даты и времени старта легко отслеживается визуально.

В качестве примера на рис. 3, 4 приведены форматы отображения траектории выведения КА *Galaxy-8iR* на ПГСО с параметрами  $H_{\pi} = 3\,114$  км,  $H_{\alpha} = 35\,810$  км,  $i = 0^{\circ}$ . Чтобы избежать информационной перегрузки в рамках одного формата, границы семиградусных зон связи НИП-6 (Петропавловск-Камчатский), НИП-13 (Улан-Удэ), НИП-14 (Щелково, М.О.), НИП-15 (Уссурийск), НИП-23 (Байконур), СКС представлены на рис. 3, а зон связи спутников *TDRSS* — на рис. 4.

На этапах проектирования полетов форматы использовались для выбора средств контроля, оценки освещенности элементов КА в зависимости от ориентации орбитального блока, даты и времени старта, территориальной привязки МИП, анализа расположения антенн относительно направления на *TDRS*, уточнения циклограммы полета, планирования сеансов радиоконтроля орбиты, комплексной проверки расчетных результатов.

Космический аппарат после отделения от РБ находится в пассивном полете, затем совершает маневр довыведения на рабочую орбиту.



Целевая орбита

Большая полуось:	25 840,238 км
Эксцентриситет:	0,63266937
Наклонение:	0°
Прямое восхождение перигея:	85,7605°
Высота перигея:	З 113,774 км
Высота апогея:	35 810,429 км

Рис. 3. Траектория выведения КА Galaxy-8iR и зоны радиовидимости измерительных пунктов: ОКА — отделение космического аппарата; — ; — ; — границы зон радиовидимостей



Миссия: Galaxy 8iR

Дата старта ( <i>UTC</i> ): 0	01.04.2003
Время старта ( <i>UTC</i> ): 1	8:17:52.00

Целевая орбита

Большая полуось:	25 840,238 км
Эксцентриситет:	0,63266937
Наклонение:	0°
Прямое восхождение перигея:	85,7605°
Высота перигея:	3 113,774 км
Высота апогея:	35 810,429 км

Рис. 4. Траектория выведения KA Galaxy-8iR и зоны радиовидимости TDRSS (спутники-ретрансляторы F3, F6, F7): •••••• – границы зон радиовидимостей

Разгонный блок в автономном полете после отделения КА останавливает свое вращение, разворачивается так, чтобы его продольная ось отклонилась от расчетной ориентации на 10...20° на момент отделения КА для предотвращения загрязнения КА. В таком положении РБ находится некоторое время, затем ориентируется таким образом, чтобы бортовая антенна была направлена на определенный спутникретранслятор с целью передачи телеметрической информации о полете.

После сеанса связи с *TDRS* разгонный блок изменяет ориентацию для выполнения маневра увода с целью предотвращения соударения с космическим аппаратом на рабочей орбите. Увод РБ на орбиту хранения выполняется двигателями малой тяги, а после их выключения проводится сброс газов и остатков топлива.

Таким образом, разгонный блок остается на орбите хранения в безопасном состоянии.

#### Точность выведения

Точность выведения является функцией параметров целевой орбиты, схемы выведения и продолжительности полета. Данные по заявляемым точностям высоты перигея H, высоты апогея  $H_a$  и наклонения *i* на переходной к геостационарной орбите для ряда современных средств выведения, предлагаемых на рынке коммерческих услуг соответствующими «Справочниками пользователя» [2], [7-11], приведены в табл. 3.

Как видно из данных табл. 3, точностные характеристики «Зенит-ЗSL» сравнимы или превосходят точности РКН аналогичного класса, несмотря на то, что пуски проводятся с подвижной стартовой платформы.

Таблица 3

Заявленные точности выведения (о) на ПГСО

Средства выведения	Отклонения контролируемых параметров				
-	$\Delta H_{_\pi}$ , км	$\Delta H_{_lpha}$ , км	∆ <i>і</i> , град		
«Зенит-3 <i>SL</i> »	4,3	35	0,11		
«Зенит-З <i>SLB</i> »	13	33	0,033		
Long March	10	70	0,07		
Ariane 5	1,3	80	0,02		
«Союз» (Куру) + + «Фрегат»	3,3	65	0,033		
«Протон»+«Бриз-М»	120	50	0,1		

На рис. 5, а, б, в приведены фактические отклонения  $\Delta H_{\pi}$ ,  $\Delta H_{a}$ ,  $\Delta i$  в зависимости от номера успешного пуска *n* соответственно. Значения математического ожидания  $m_{\rm th}$ и среднеквадратичного отклонения  $\sigma_{\phi}$  по результатам обработки 30 успешных пусков составляют:

для  $\Delta H_{\pi} - m_{\phi} = 0,06$  км,  $\sigma_{\phi} = 0,13$  км; для  $\Delta H_{\alpha} - m_{\phi} = 15,15$  км,  $\sigma_{\phi} = 11,65$  км; для  $\Delta i - m_{\phi} = 2,03 \cdot 10^{-4}$  град,  $\sigma_{\phi} = 5,73 \cdot 10^{-4}$  град. Отклонения определялись непосредственно перед отделением КА на основании бортового навигационного вектора. При этом максимальные отклонения составили:

 $\Delta H_{\pi \max} = +0.54 \text{ Km} (0.13\sigma), n=2;$   $\Delta H_{\pi \max} = +43.4 \text{ Km} (1.24\sigma), n=1;$ 

$$\Delta i_{\text{max}} = +0,0006 \text{ град } (0,005\sigma), n = 25.$$

Ошибка оценки точности выведения, обусловленная погрешностями знания бортового вектора состояния, может быть исключена после внедрения аппаратуры спутниковой навигации в состав системы управления разгонного блока.



Рис. 5. Графики отклонения контролируемых параметров: а, б, в – для высоты перигея  $H_{\pi}$  и апогея  $H_{\alpha}$ , наклонения і соответственно

#### Выводы

Опыт эксплуатации системы «Морской старт» подтвердил обоснованность и эффективность проектно-баллистических решений, предложенных и реализованных в ГКБ «Южное», РКК «Энергия» и НПЦ АП при ее разработке.

В целом эта система является наиболее безопасным, эффективным и высокоточным современным средством выведения повышенной надежности.

Авторы выражают благодарность И.В. Купцовой за помощь при сборе и обработке статистической информации.

#### Список литературы

1. *Легостаев В.П.* Старт с поверхности океана // Полет. 1999. № 2. С. 3–14.

2. Sea Launch. User's Guide. Rev. D. WA: Boeing Commercial Space Company, 2008.

3. Панчуков А.А. Нетрадиционная задача межорбитального маневрирования // Космонавтика и ракетостроение. 2011. № 4. С. 27–34. 4. Sea Launch. User's Guide. Rev. A. WA: Boeing Commercial Space Company, 1998.

5. Панчуков А.А. Определение программной ориентации орбитального блока при запусках космических аппаратов по программе «Морской старт» // Космонавтика и ракетостроение, 2003. № 4(33). С. 165–175.

6. Панчуков А.А. Формат отображения характеристик траекторий выведения космического аппарата в плоскости экватора // Космонавтика и ракетостроение. 2003. № 4(33). С. 159–164.

7. Land Launch. User's Guide. Rev. D. WA: Boeing Commercial Space Company, 2004.

8. Long March LM-3C, User's Manual. CHINA ACADEMY OF LAUNCH VEHICLE TECHNOLOGY, 1998.

9. Arian 5. User's Manual. ARIANESPACE. Issue 5. Rev. 1. 2011.

10. Soyuz. User's Manual. ARIANESPACE. Issue 2. Rev. 0. 2012.

11. Proton LSMP Guide. INTERNATIONAL LAUNCH SERVICES. Rev. 7. 2008.

Статья поступила в редакцию 13.12.2012 г.

УДК 629.786.017

### ОБОБЩЕННАЯ ФУНКЦИЯ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ СРОКА СЛУЖБЫ ПРИБОРОВ И АГРЕГАТОВ ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ

© 2013 г. Диденко А.Ф., Помпушко А.З.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королева» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королев, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru* 

Разработана обобщенная функция распределения срока службы элементов российских орбитальных станций. Функция учитывает особенности физической природы возникновения отказов и может быть использована для оценки показателей надежности орбитальной станции, а также для прогнозирования характеристик потоков отказов и обеспечения планового технического обслуживания космической станции.

Ключевые слова: надежность, срок службы, функция распределения, орбитальная станция.

### GENERALIZED SERVICE LIFE DISTRIBUTION FUNCTION FOR INSTRUMENTS AND ASSEMBLIES OF ORBITAL STATIONS

Didenko A.F., Pompushko A.Z.

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

Generalized distribution function has been developed for service life of elements within Russian orbital stations. The function takes into account the physics of the failure process and can be used for evaluating reliability of an orbital station, as well as for predicting failure flow characteristics and providing support for space station scheduled maintenance.

Key words: reliability, service life, distribution function, orbital station.



ДИДЕНКО А.Ф.

ДИДЕНКО Александр Федорович — начальник отделения РКК «Энергия», ктн, e-mail: ALEXANDER.DIDENKO@rsce.ru

DIDENKO Alexander Fedorovich – Head of Department at RSC Energia, Candidate of Science (Engineering)



ПОМПУШКО А.З.

ПОМПУШКО Александр Захарович — начальник сектора РКК «Энергия», ктн, e-mail: post@rsce.ru

POMPUSHKO Alexander Zakharovich – Head of Sector at RSC Energia, Candidate of Science (Engineering)

Российские пилотируемые орбитальные станции (станция «Мир», Российский сегмент Международной космической станции (РС МКС) являются космическими объектами долговременной эксплуатации. В связи с длительным функционированием в космическом пространстве, сложностью и многочисленностью бортового оборудования для надежной и безопасной эксплуатации станций необходима оценка технического состояния их бортового оборудования по результатам летных испытаний, которая требуется для прогнозирования характеристик потоков отказов и обеспечения планового технического обслуживания космической станции. Одними из важнейших характеристик ее технического состояния являются показатели належности.

#### Постановка задачи

При оценке показателей надежности российских орбитальных станций по результатам летных испытаний существует проблема представительной статистики, используемой для определения параметров функций распределения срока службы (долговечности эксплуатации) приборов и агрегатов (элементов) станции, а также проблема выбора функции распределения для вероятностного описания долговечности ее составных частей.

Данные проблемы связаны с тем, что за период эксплуатации используется относительно небольшое количество образцов элементов станции каждого типа, а также с тем, что длительность эксплуатации до отказа значительного количества элементов реально эксплуатируемых станций в несколько раз превышает установленные гарантийные показатели долговечности (ресурс и срок службы). Последнее приводит к тому, что использование в качестве закона распределения срока службы элементов станций экспоненциального распределения неприемлемо из-за существенного непостоянства (возрастания) интенсивностей отказов при длительных сроках эксплуатации.

Для преодоления перечисленных проблем разработана обобщенная функция распределения срока службы, единая для всей совокупности элементов станции, независимо от их функционального назначения и конструктивного исполнения. Предполагается, что это может обеспечить более высокую степень достоверности оценок показателей надежности станции вследствие того, что для определения параметров функции распределения может быть использована представительная выборка (порядка тысячи элементов). Кроме того, в целях учета возрастания интенсивности отказов при большей продолжительности эксплуатации элементов структура данной функции распределения увязана с физической природой долговечности изделий.

В качестве элемента станции здесь рассматриваются законченный блок, прибор или агрегат, которые имеют самостоятельные гарантийные показатели долговечности.

Основанием для данного подхода является предположение о том, что, хотя элементы станции представляют собой широкую гамму конструкций, отличающихся физическими принципами функционирования, параметрами, разработчиками, условиями изготовления и т.п., их, в некотором смысле, можно рассматривать как выборку однородных объектов, так как все они созданы на единой нормативной базе по обеспечению надежности и сбалансированы по гарантийным срокам эксплуатации.

#### Математическая модель

Учет физической природы долговечности конструкции в обобщенной функции распределения срока службы элементов станции основан на следующих соотношениях.

Согласно работе [1] время функционирования изделий до отказа (разрушения) для большинства видов нагрузок подчиняется следующей типовой зависимости:

$$\tau = A_0 e^{-\alpha \sigma},\tag{1}$$

где  $\tau$  — время работы конструкции до разрушения;  $\sigma$  — действующая удельная нагрузка;  $\alpha, A_0$  — постоянные коэффициенты.

Йод нагрузками здесь понимаются внешние воздействия любой физической природы, которым подвержена конструкция в ходе эксплуатации.

Фактическая удельная нагрузка, воздействующая на конструкцию, как правило, является величиной, переменной во времени. Однако поскольку при расчете долговечности применим принцип суперпозиции нагрузок, то далее будем рассматривать в качестве параметра  $\sigma$  некоторое среднеинтегральное значение нагрузки за время эксплуатации, обеспечивающее выполнение соотношения [1]:

$$\int_{0}^{\tau} \frac{dt}{\bar{\tau}[\sigma(t)]} = 1 ,$$

где t — текущее время эксплуатации;  $\bar{\tau}[\sigma(t)]$  — долговечность конструкции при постоянной нагрузке, равной  $\sigma(t)$ .

Далее при упоминании нагрузки термины «удельная» и «среднеинтегральное значение» для простоты изложения будут опускаться.

С целью получения обобщенной функции распределения срока службы, пригодной для различных видов конструкций и нагрузок, выражение (1) преобразуем следующим образом:

$$\tau = A_0 e^{-as},\tag{2}$$

где  $a = \alpha \sigma_{np}$ ;  $s = \sigma / \sigma_{np}$  — безразмерная нагрузка, здесь  $\sigma_{np}$  — предельная нагрузка.

В качестве предельной рассматривается нагрузка, при которой время работы конструкции до разрушения мало и не превосходит некоторого заданного значения.

Величина *а* является постоянным коэффициентом, а *s* — переменная, изменяющаяся в диапазоне 0...1.

Таким образом, выражение (2) дает зависимость для срока службы конструкции как функцию безразмерного отношения средней за время эксплуатации действующей нагрузки к предельной, что делает выражение (2) инвариантным по отношению к любым видам конструкций.

Для получения обобщенной вероятностной модели элементов станции приняты допущения:

1. Так как начальная несущая способность конструкций достаточно жестко обеспечивается организацией производства и большим объемом испытаний, то случайные разбросы срока службы определяются, главным образом, случайной реализацией нагрузок, воздействующих на конструкцию при ее реальной эксплуатации.

2. При правильном проектировании действующие нагрузки (в том числе и среднеинтегральные значения) на элементы станции имеют математические ожидания, соответствующие расчетным значениям, а ошибки определения нагрузок (разности между действующими и расчетными значениями) распределены по закону, близкому к нормальному, с нулевым математическим ожиданием и дисперсией, обеспечивающей достаточно малую вероятность достижения предельного (разрушающего) значения  $\sigma_{пр}$ .

Таким образом, если в качестве случайных величин рассматривать среднеинтегральные нагрузки, то согласно принятым допущениям закон распределения действующей безразмерной нагрузки *s* будет близок к нормальному с плотностью распределения:

$$f_s = \frac{1}{\sqrt{2\pi Ds}} \exp[-\frac{(s - Ms)^2}{2Ds}],$$
 (3)

где *Ms* — математическое ожидание безразмерной нагрузки; *Ds* — дисперсия безразмерной нагрузки.

Так как срок службы является функцией нагрузки (2), то плотность функции распределения величины  $\tau(s)$  можно определить через плотность распределения  $f_s$  [2]:

$$f_{\tau} = f_{s}[\tau(s)^{-1}] \frac{d[\tau(s)^{-1}]}{d\tau}, \qquad (4)$$

где функция, обратная  $\tau(s)$ 

$$\tau(s)^{-1} \equiv s = -\frac{1}{a} \ln \frac{\tau}{A_0} \,. \tag{5}$$

С учетом выражений (3) и (5) уравнение (4) может быть записано в следующем виде:

$$f_{\tau} = \frac{1}{a\tau \sqrt{2\pi Ds}} \exp\left[-\frac{(x - Ms)^2}{2Ds}\right], \qquad (6)$$

где

$$x = -\frac{1}{a} \ln \frac{\tau}{A_0}.$$

Выражение (6) принято в качестве плотности обобщенной функции распределения долговечности элементов станции. Типовые характеристики данной функции распределения показаны на рис. 1.



Рис. 1. Типовой вид графиков обобщенной функции распределения F(t) и плотности распределения f(t) долговечности элементов орбитальных станций

Значения параметров *Ms*, *Ds*, *a* и *A*<sub>0</sub> подлежат определению по результатам обработки статистики отказов элементов станции в целом.

#### Экспериментальная проверка

Адекватность предложенной обобщенной функции распределения проверена путем моделирования потоков отказов орбитальной станции «Мир», а также потоков отказов модулей РС МКС с использованием данной функции и последующим сравнением результатов моделирования и фактических потоков отказов.

Для определения параметров обобщенной функции распределения и подтверждения адекватности предлагаемого вида функции распределения реальным характеристикам надежности элементов модулей орбитальных станций была разработана компьютерная программа для моделирования потоков отказов модулей станции.

Алгоритм, реализуемый программой, состоит в численном статистическом моделировании потоков отказов модулей станции. Для формирования потока отказов используется обобщенная функция распределения долговечности элементов станции (6). Модули станции рассматриваются как сложные восстанавливаемые технические системы. Восстановление после отказа элемента (ремонт) производится путем замены отказавшего элемента на исправный или каким-либо иным способом. При моделировании принято, что после ремонта восстановленный элемент имеет исходную функцию распределения времени функционирования до отказа. В модели учитывается количество элементов, из которых состоит каждый модуль.

Значения параметров функции распределения при использовании данного алгоритма находятся таким образом, чтобы обеспечить максимальную близость между расчетными характеристиками потоков отказов и статистическими данными о потоках отказов реальных модулей.

Оценки параметров обобщенных функций распределения с использованием упомянутого алгоритма получены для двух типов отказов:

• для отказов, потребовавших замены материальной части на новую;

• для несоответствий — всех видов отказов, включая незначительные, самоустранившиеся или устраненные мелким ремонтом.

Предполагается, что основным отличием второго типа отказов от первого является то, что при проектировании изделий и выборе расчетных случаев, для оценки их несущей способности, возможным незначительным отказам, по понятным причинам, уделяется меньше внимания, чем возможным отказам, имеющим серьезные последствия, из-за чего функция распределения для отказов второго типа должна отличаться большими значениями математического ожидания безразмерной нагрузки *Ms* и дисперсии *Ds*.

Оценка параметров обобщенных функций распределения по исходным данным (статистике отказов) орбитальной станции «Мир» с 1986 по 1992 годы дала следующие результаты:

• для отказов первого типа: a = 8,63; $A_0 = 700; Ms = 0,49; Ds = 0,017;$ 

• для несоответствий: *a* = 8,63; *A*<sub>0</sub> = 700; *Ms* = 0,52; *Ds* = 0,073.

Степень совпадения результатов расчетов по математической модели с фактическими потоками отказов обоих типов для различных модулей станции «Мир» с 1986 по 1999 годы, а также РС МКС с 1998 по 2011 годы, отличающихся числом элементов и датами запуска, демонстрируется графиками, приведенными на рис. 2–7.

Заштрихованными областями показаны результаты моделирования, а именно: математические ожидания (средняя линия заштрихованной области) плюс/минус среднеквадратичные отклонения (граничные линии заштрихованной области) оценок количества отказов в год по годам эксплуатации модулей станций. Фактические значения количества отказов в соответствующие годы эксплуатации модулей станций отмечены точками, соединенными сплошными линиями.

Как видно из графиков на рис. 2–7, специфические особенности поведения моделируемых потоков отказов различных типов, а также абсолютные значения количества отказов для различных модулей согласуются с особенностями поведения соответствующих фактических потоков отказов модулей станций. Подтверждаются также ожидаемые отличия в значениях параметров обобщенных функций распределения для отказов различных типов.

Это свидетельствует о том, что вид обобщенной функции распределения, использованной при моделировании, адекватно описывает реальные вероятностные харакдолговечности эксплуатации теристики элементов станции. Отдельные имеющие место значительные отклонения фактических значений количества отказов модулей от расчетных значений следует объяснить тем, что реальный процесс проявления отказов и восстановления работоспособности станции является случайным и обусловлен не только вероятностной природой долговечности элементов, но и методами восстановления работоспособности и спецификой организации эксплуатации станции.

Соответствие теоретических результатов и экспериментальных данных проверено путем оценки согласия между эмпирическими функциями распределения отклонений потоков отказов от теоретических математических ожиданий и нормальным законом распределения. Значения критерия согласия Колмогорова  $A_{\rm K}$  составили для потоков отказов первого типа —  $A_{\rm K} = 0,14$ , для потоков несоответствий —  $A_{\rm K} = 0,253$  при числе степеней свободы n = 31, что свидетельствует об удовлетворительном соответствии между теоретическими результатами и экспериментальными данными.







Рис. 3. Результаты математического моделирования и реальные потоки несоответствий модуля «Квант» станции «Мир» и функционально-грузового блока РС МКС



Рис. 4. Результаты математического моделирования и реальные потоки отказов, потребовавших замены матчасти на новую, базового блока станции «Мир»



Рис. 5. Результаты математического моделирования и реальные потоки отказов, потребовавших замены матчасти на новую, модуля «Квант» станции «Мир»



Рис. 6. Результаты математического моделирования и реальные потоки несоответствий модуля «Кристалл» станции «Мир»



Рис. 7. Результаты математического моделирования и реальные потоки несоответствий модуля «Квант-2» станции «Мир»

#### Выводы

Разработана обобщенная функция распределения срока службы элементов российских орбитальных станций, которая учитывает особенности физической природы возникновения отказов.

Разработанная обобщенная функция распределения описывает вероятностные характеристики долговечности эксплуатации элементов российских орбитальных станций.

Математическая модель процесса восстановления, основанная на использовании этой функции, может применяться для оценки показателей надежности, а также для прогнозирования параметров потоков отказов при проектировании и эксплуатации модулей станций.

#### Список литературы

1. *Меламедов И.М.* Физические основы надежности. Л.: Энергия (Ленинградское отделение), 1970.

2. Коваленко И.Н., Филиппова А.А. Теория вероятностей и математическая статистика. М.: Высшая школа, 1973.

Статья поступила в редакцию 25.12.2012 г.

УДК 621.396.67:004.383

### КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АКТИВНОЙ ФАЗИРОВАННОЙ АНТЕННОЙ РЕШЕТКИ

© 2013 г. Пантенков Д.Г., Гусаков Н.В.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королева» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королев, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru* 

Рассматривается актуальность проектирования активных фазированных антенных решеток для гарантированного решения целевой задачи обеспечения подвижной спутниковой связи, приводится математическое, численное и электродинамическое моделирование активных фазированных антенных решеток.

**Ключевые слова:** активная фазированная антенная решетка, структура, моделирование, результаты моделирования.

### COMPUTER SIMULATION OF ACTIVE PHASED ARRAY ANTENNA

Pantenkov D.G., Gusakov N.V.

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

The relevance of designing active phased array antennas for guaranteed accomplishment of the mission task of providing mobile satellite communications is discussed; math, numerical and electrodynamic simulations of active phased array antennas are described.

Key words: active phased array antenna, structure, simulation, simulation results.



ПАНТЕНКОВ Д.Г.

ПАНТЕНКОВ Дмитрий Геннадьевич – инженер-программист, аспирант РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru

PANTENKOV Dmitry Gennadievich – Software engineer, postgraduate at RSC Energia



ГУСАКОВ Н.В.

ГУСАКОВ Николай Васильевич – заместитель генерального конструктора, ктн, e-mail: nikolay.gusakov2@rsce.ru

GUSAKOV Nikolay Vasilievich – deputy general designer at RSC Energia, Candidate of Science (Engineering) В активной фазированной антенной решетке (АФАР) каждый ее элемент или группа элементов имеют свой собственный миниатюрный микроволновый передатчик, обходясь без единой большой трубки передатчика, применяемой в радарах с пассивной фазированной решеткой. Каждый элемент АФАР состоит из модуля, который содержит щель антенны, фазовращатель, передатчик и часто также приемник [1].

По сути AФAP является радиотехнической системой, в которой радиопередающее устройство и высокочастотный приемник интегрированы в антенную решетку в виде распределенной структуры, включающей в себя в качестве основных узлов приемопередающие активные модули.

В связи с этим при разработке АФАР необходим комплексный подход, учитывающий взаимное сопряжение электродинамических свойств излучателей антенного полотна и радиотехнических характеристик приемопередающих антенных модулей при различных видах сигналов, краевые эффекты, технологические и временные дестабилизирующие факторы отказов модулей.

Существенное повышение качества, надежности, устойчивости, оперативности радиосвязи, увеличение ее дальности и объемов передаваемой информации связаны, прежде всего, с разработкой в последние десятилетия систем спутниковой связи. В мобильных и космических радиокомплексах все шире применяются АФАР, позволяющие реализовывать многофункциональный режим работы и удовлетворять возрастающие требования к необходимым энергетическим и массогабаритным характеристикам связной аппаратуры [2].

Поскольку энергоресурсы мобильных пунктов, как правило, ограничены, поддержание высокого потенциала АФАР в секторе сканирования связано с минимизацией всех потерь как в передающем тракте, так и на участке радиолинии. Отсюда возникают следующие основные требования к АФАР:

• максимальное значение коэффициента эллиптичности поля излучения и минимизация его изменения в секторе сканирования;

• минимальные потери, обусловленные рассогласованием излучателей при сканировании;

• устойчивый режим работы антенных модулей АФАР при изменении нагрузки, вызванном взаимодействием излучателей и краевыми эффектами.

Выполнение перечисленных требований возможно лишь путем оптимизации параметров АФАР с учетом всех факторов, влияющих на ее работу [3–5].

Развитие космической техники предопределило широкое использование искусственных спутников Земли, находящихся на геостационарной орбите (ГСО) или высокоэллиптических орбитах (ВЭО), в качестве ретрансляторов в линиях связи.

К антенным системам (в том числе AФAP) космических аппаратов (КА) связи предъявляется ряд специфических требований:

• обеспечение высокого коэффициента усиления антенны (не менее 40 дБ) из-за большой удаленности КА от абонентских станций на земной поверхности (для ГСО расстояние составляет порядка 35 800 км, для ВЭО – до 40 000 км в апогее), что приводит к большим потерям на трассе распространения (затуханию полезного сигнала, зависящего от частоты излучения/длины волны излучения и от расстояния передачи информации);

• точность установки луча ретранслятора не хуже 0,05°, что накладывает весьма жесткие требования к системе стабилизации положения KA;

• реализация заданных законов амплитудно-фазового распределения по полотну сканирующей АФАР.

При этом активная фазированная антенная решетка космического аппарата должна формировать диаграмму направленности специальной формы, позволяющую облучать одни районы земной поверхности, не затрагивая других, а также обеспечивать устойчивость к воздействию преднамеренных и непреднамеренных помех и возможности перехвата излучения. Известными схемами построения антенных систем спутников связи являются зеркальные антенны с облучателем в виде АФАР.

#### Постановка задачи

Необходимо обосновать потенциально возможные технические характеристики АФАР для различных диапазонов частот в зависимости от габаритов антенно-фидерной системы, шага между элементами решетки и т.д., получить конкретные значения и обсудить полученные результаты на предмет решения целевой задачи подвижной спутниковой связи с борта КА.

### Математический аппарат расчета основных технических характеристик АФАР

Активные фазированные антенные решетки описываются в основном теми же параметрами, что и другие классы антенных систем: диаграммой направленности, шириной ее главного лепестка, уровнем боковых лепестков, коэффициентом усиления (КУ), коэффициентом направленного действия, коэффициентами отражения элементов, и имеют те же характеристики. Помимо этого добавляются новые энергетические характеристики, отражающие специфику АФАР: потенциал П и удельная спектральная плотность мощности шума *Q*.

Для передающей АФАР потенциал равен

$$\Pi = G_{a}\Pi_{\Sigma} = KY_{a}P_{0}N_{e}, \qquad (1)$$

где  $G_{\rm a}$  — коэффициент усиления активной фазированной антенной решетки (численно равен произведению коэффициента полезного действия на коэффициент направленного действия);  $P_0$  — мощность излучения единичного излучателя;  $N_{\rm e}$  — количество единичных излучателей;  $\Pi_{\Sigma}$  — суммарный потенциал всех единичных излучателей.

Для приемной AФАР удельная спектральная плотность мощности шума

$$Q = h_{\rm m}/S_{\rm sop},\tag{2}$$

где  $h_{_{\rm III}}$  — спектральная плотность мощности шума на выходе АФАР;  $S_{_{\rm эф}}$  — эффективная поверхность антенны.

Трехмерная диаграмма направленности  $A\Phi AP f(\theta, \phi)$  в общем случае имеет вид

$$f(\theta, \varphi) = \frac{1}{MN} \left| \frac{\sin \left[ M \pi d_x(\sin \theta \cos \varphi) / \lambda \right]}{\sin \left[ \pi d_x(\sin \theta \cos \varphi) / \lambda \right]} \right| \times \left| \frac{\sin \left[ N \pi d_y(\sin \theta \sin \varphi) / \lambda \right]}{\sin \left[ \pi d_y(\sin \theta \sin \varphi) / \lambda \right]} \right|, \quad (3)$$

где M — количество излучателей по длине полотна антенной решетки; N — количество излучателей по ширине полотна антенной решетки;  $d_x$  — расстояние между излучателями в азимутальной плоскости;  $d_y$  — расстояние между излучателями в угломестной плоскости;  $\lambda$  — рабочая длина волны излучения;  $\theta$  — азимут;  $\varphi$  — угол места.

Оптимальный выбор размеров антенной решетки выбирается согласно аналитической зависимости вида

$$\begin{cases}
d_x \leq \frac{\lambda}{1 + \sin\left(\theta_{\max}^x\right)}, \\
d_y \leq \frac{\lambda}{1 + \sin\left(\theta_{\max}^y\right)},
\end{cases}$$
(4)

где  $\theta^x_{\max}$ ,  $\theta^y_{\max}$  — максимальные углы раскрытия диаграммы направленности в азимутальном и угломестном направлениях соответственно.

Активный модуль AФАР во временной области можно описать следующей системой уравнений в операторной форме вида

$$\begin{cases} u_{\rm BX} = L_{\rm BX}(\mathbf{e}, i_{\rm BX}), & \{ i_{\rm BX} = F_{\rm BX}(u_{\rm BX}, u_{\rm BAIX}) \\ u_{\rm BAIX} = L_{\rm BAIX}(i_{\rm BX}), & \{ i_{\rm BAIX} = F_{\rm BAIX}(u_{\rm BX}, u_{\rm BAIX}) \\ \} \end{cases}, \quad (5)$$

где  $u_{\rm BX}$ ,  $u_{\rm BMX}$ ,  $i_{\rm BMX}$  — напряжения и токи на входе и выходе антенного модуля соответственно; е — нормированный вектор;  $F_{\rm BX}$ ,  $F_{\rm BMX}$  — нелинейные в общем случае интегродифференциальные линейно независимые операторы, описывающие активный элемент;  $L_{\rm BX}$ ,  $L_{\rm BMX}$  — линейные интегродифференциальные операторы, описывающие входные и выходные цепи активного элемента (вакуумной лампы, биполярного или полевого транзистора) и определяемые системой уравнений вида

$$\begin{cases}
L_{BX} = \sum_{m=0}^{M} a_{m}^{R} \frac{d^{m}}{dt^{m}} + \sum_{n=0}^{N} b_{b}^{R} \iint ... \int dt^{n}, \\
L_{BMX} = \sum_{m=0}^{M} a_{m}^{F} \frac{d^{m}}{dt^{m}} + \sum_{n=0}^{N} b_{b}^{F} \iint ... \int dt^{n},
\end{cases}$$
(6)

где *R*, *F*, *n*, *m* — индексы размерности операторного пространства; *a*, *b* — весовые коэффициенты.

### Компьютерное моделирование активной фазированной антенной решетки

Компьютерное моделирование проводилось для АФАР размером 16×16 м на частотах 3, 10, 20 и 25 ГГц. Общее количество элементов антенной решетки составило 16384 элемента (М = 128 элементов в азимутальной плоскости и N = 128 элементов в угломестной плоскости). Расстояние между элементами  $d_{x} = d_{y} = 0,1$  м. На рис. 1, *a*, *б*, *в* представлены двухмерные диаграммы направленности АФАР в азимутальной (угломестной) плоскости на частотах 20, 10 и 3 ГГц соответственно. В силу симметричности конструкции активной фазированной антенной решетки диаграммы направленности в азимутальной и угломестной плоскостях совпадают. На рис. 2, а, б, в представлены трехмерные диаграммы направленности по двум параметрам (азимуту и углу места) на частоте 10 ГГц АФАР размером 128×128, 160×160 и 200×200 элементов соответственно (шаг между элементами во всех случаях одинаковый, равен 0,125 м).

Моделирование основных характеристик активной фазированной антенной решетки позволяет определить (проанализировать) на этапе проектирования основные характеристики АФАР: минимальную ширину основного луча (важна при формировании многолучевой диаграммы направленности), уровень боковых лепестков (характеризует конструктивную грамотность исполнения АФАР), направленные свойства активной фазированной решетки в целом.



Рис. 1. Двухмерные диаграммы направленности АФАР

Аналогичное моделирование целесообразно проводить не только в пакетах математического анализа (MathLab, MathCad, Mathematica), но также и численным методом путем написания программ на языке высокого уровня (Borland Delphi, C Sharp, Python). На рис. 3, a, б, e, г представлены диаграммы направленности в азимутальной (угломестной) плоскости, полученные численным методом в пакете Borland Delphi как суперпозиция всех единичных излучателей для решетки размером 128×128 элементов (шаг решетки составляет 0,125 м) на частоте 3, 10, 20 и 25 ГГц соответственно. Результатом численного моделирования диаграммы направленности АФАР является обоснование технической реализуемости формирования минимального угла в зависимости от частотного диапазона при организации подвижной спутниковой связи.

Для электродинамического моделирования  $A\Phi AP$  целесообразно использовать один из нескольких ведущих прикладных пакетов: *CST Microwave Studio, HFSS, Microwave Office* (возможно, но, как показывает практика, трудоемко и нецелесообразно, написать собственное программное обеспечение для моделирования конкретного типа антенной системы с интересующими граничными условиями и характеристиками, а также смоделировать воздействие окружающей среды на  $A\Phi AP$ ).



Рис. 2. Трехмерные диаграммы направленности АФАР



Рис. 3. Диаграммы направленности симметричной АФАР, полученные численным методом

Пакет электродинамического моделирования *CST Microwave Studio* позволяет проводить оптимизацию решетки по критериям направленности и эффективности. *CST Microwave Studio* имеет опцию для задания геометрических параметров AФAP.

На рис. 4 представлены структура панели АФАР и исходные данные для ее электродинамического моделирования.

На рис. 5, *а*, *б* представлены диаграммы направленности для угла сканирования 30° и для ряда углов сканирования соответственно. На рис. 6 представлена итоговая трехмерная диаграмма направленности АФАР на частоте излучения 3 ГГц.

Необходимо отметить, что компьютерное моделирование позволяет уже на этапе эскизного проекта количественно оценить основные технические характеристики активной фазированной антенной решетки: ширину центрального луча диаграммы направленности, коэффициент усиления, уровень боковых лепестков, коэффициент направленного действия. На основании этих характеристик можно предъявить конкретные требования к геометрическим параметрам АФАР, количеству и мощности единичных излучателей, длине и ширине решетки, шагу между излучателями.



Рис. 4. Структура панели АФАР

#### Основные результаты моделирования

Компьютерное моделирование и аналитические расчеты показали, что при эквивалентной изотропно-излучаемой мощности 85 дБВт с борта КА гарантированно решается целевая задача связи на территории РФ, в этом случае плотность потока мощности на входе земной станции спутниковой связи составит не менее минус 84 дБВт в полосе сигнала (ширина диаграммы направленности АФАР в этом случае составит не более 0,7×0,7°).
При увеличении ширины диаграммы направленности АФАР до 1×1° плотность потока мощности составит минус 90 дБВт, при 1,5×1,5° — минус 98 дБВт, при 2,5×2,5° — минус 110 дБВт, при 5×5° — минус 125 дБВт, при 7×7° — минус 138 дБВт. Как показывает практика, на входе земной станции спутниковой системы связи (например, «Ямал-300») требуется уровень плотности потока мощности не менее 158 дБВт.

Таким образом, АФАР с передатчиком 85 дБВт гарантированно решает целевую задачу обеспечения подвижной спутниковой связи как одним глобальным лучом, так и множеством лучей шириной 0,7×0,7°. Необходимо добавить, что преимуществом формирования множества лучей по сравнению с глобальным лучом с одной АФАР являются: более высокая скорость передачи данных, относительно низкие требования к антенным системам наземных станций, большая помехозащищенность радиолинии, возможность динамического регулирования мощности сигнала в каждом луче.





Рис. 5. Моделирование АФАР в полярной системе координат

С энергетических позиций АФАР размером 16×16 м способствует обеспечению коэффициента усиления 50 дБ и формированию минимальной ширины центрального луча диаграммы направленности 0,45×0,45°, что позволяет формировать локальный луч диаметром 230 км на поверхности Земли.

Трехмерные диаграммы направленности активной фазированной решетки позволяют количественно оценить уровни боковых лепестков в азимутальной и угломестной плоскостях в зависимости от рабочей частоты, шага между элементами решетки и числом элементов в решетке.



Рис. 6. Электродинамическое моделирование АФАР

#### Список литературы

1. Гостюхин В.Л., Трусов В.Н., Гостюхин А.В. Активные фазированные антенные решетки. М.: Радиотехника, 2011.

2. Доматырко Д.Г. Методика построения орбитальной группировки космических аппаратов двойного назначения // Космическое приборостроение и информационные системы: Сборник трудов молодых ученых. М.: ОАО «Российские космические системы», 2011. С. 90–100.

3. Иванкин Е.Ф. Информационные системы с апостериорной обработкой результатов наблюдений. М.: Горячая Линия– Телеком, 2008.

4. Харкевич А.А. Борьба с помехами. М.: Либроком, 2009 (Серия «Классика инженерной мысли»).

5. Шелухин О.И. Моделирование информационных систем: Учеб. пособие для вузов. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Горячая линия– Телеком, 2011.

Статья поступила в редакцию 18.12.2012 г.

УДК 621.3.038.8:524.1:629.78

## ИССЛЕДОВАНИЕ И ОПТИМИЗАЦИЯ ПРИМЕНЕНИЯ УГОЛКОВЫХ ОТРАЖАТЕЛЕЙ ДЛЯ ЛОКАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

© 2013 г. Старовойтов Е.И., Савчук Д.В.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королева» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королев, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru* 

Рассмотрены вопросы применения уголковых отражателей для локации космических объектов. Проведена энергетическая оценка зондирующих лазерных пучков с гауссовым распределением плотности энергии. Решена задача многокритериальной оптимизации параметров зондирующих пучков бортовых лазерных локационных систем и качества изго-товления уголковых отражателей с использованием множеств Парето, применение которых позволяет избежать неопределенности при выборе значимости критериев.

**Ключевые слова:** уголковый отражатель, лазерная локационная система, космический аппарат, математическое моделирование, оптимизация.

## STUDY AND OPTIMIZATION OF USING RETROREFLECTORS TO LOCALIZE SPACE OBJECTS

Starovoytov E.I., Savchuk D.V.

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

The paper describes the use of retroreflectors for location of space objects. The energy estimation of probing laser beams with Gaussian distribution of energy density was carried out. The task of multicriteria optimization of parameters of the probing laser beams of onboard laser locators, and quality of manufacturing retroreflectors using Pareto sets, the use of which permits to avoid an uncertainty in selection of criteria significance, was solved.

Key words: retroreflector, laser locator, spacecraft, mathematical simulation, optimization.



СТАРОВОЙТОВ Е.И.



STAROVOYTOV Evgeny Igorevich – Engineer at RSC Energia



САВЧУК Д.В.

САВЧУК Дмитрий Владимирович — инженер РКК «Энергия», аспирант, e-mail: post@rsce.ru

SAVCHUK Dmitry Vladimirovich – Engineer at RSC Energia, postgraduate

Для управления сближением и стыковкой перспективных космических аппаратов (КА) кроме радиотехнических систем планируется использовать лазерные локационные системы (ЛЛС), обладающие лучшими точностными и массогабаритными характеристиками.

Также ЛЛС могут применяться в системах беспроводной передачи электрической энергии между КА, разрабатываемых в РКК «Энергия» [1] для наведения с высокой точностью лазерного канала передачи энергии на приемник излучения КА-потребителя, и в системах межбортовой лазерной связи.

Недостатком ЛЛС, по сравнению с радиотехническими системами, является меньшая (на два-три порядка) дальность.

Увеличение дальности ЛЛС может быть достигнуто за счет установки на пассивный КА ответных оптических устройств — уголковых отражателей (УО), также называемых триппель-призмы или лазерные световозвращатели (ЛСВ). Применение уголковых отражателей позволяет уменьшить энергетику подсветки, что дает преимущества с точки зрения лазерной безопасности.

Конструктивно УО представляет собой либо полый отражатель, образованный тремя зеркально отражающими поверхностями, либо сплошную призму тетраэдрического типа, работающую на эффекте полного внутреннего отражения или имеющую металлизированные отражающие грани. Входная грань может иметь форму треугольника, шестиугольника или круга. Падающий на УО световой пучок меняет направление своего распространения на противоположное.

Установка УО на объекте увеличивает его эффективную площадь, что позволяет улучшить характеристики обнаружения при подсветке зондирующим пучком ЛЛС. Для получения большей эффективной площади используется блок (матрица) из многих УО (десятков и даже сотен). Для уменьшения ограничений на угол подсветки группы или отдельные УО могут размещаться на гранях правильных многогранников или полусферах.

Зависимость максимальной дальности ЛЛС от расходимости отраженного пучка больше, чем от площади УО.

Угловая расходимость отраженного от УО пучка теоретически определяется дифракцией на входной грани [2], при этом в сечении отраженного пучка наблюдается дифракционная картина Эйри с угловой шириной центрального максимума, равной

$$2\alpha_{\mu\nu\phi} = \frac{2,44\lambda}{d_{\rm yO}},\tag{1}$$

где λ — длина волны зондирующего излучения; d<sub>у0</sub> — диаметр окружности, вписанной во входную грань УО.

На практике расходимость отраженного пучка больше из-за погрешностей изготовления двухгранных углов, определяющих качество УО:

$$\alpha_{\rm yo} > \alpha_{\rm dup}, \qquad (2)$$

здесь  $\alpha_{yo}$  — угол отклонения отраженного пучка излучения вследствие погрешности изготовления двухгранных углов УО;  $\alpha_{\mu\nu\phi}$  — угол отклонения отраженного пучка излучения вследствие дифракции на входной грани УО.

Энергетическая оценка импульсной лазерной подсветки бортовых ЛЛС КА обычно выполняется методами геометрической оптики.

Если на объекте установлен УО с площадью  $S_{_{\rm YO}}$ , коэффициентом отражения  $\rho_{_{\rm YO}}$  и телесным углом распространения отраженного пучка  $\Omega_{_{\rm orp}}$ , то дальность ЛЛС будет определяться следующим выражением [3]:

$$D = \sqrt[4]{\frac{E_{\pi}S_{\rm yO}S_{\rm np}\rho_{\rm yO}\tau_{\rm nep}\tau_{\rm np}}{qE_{\rm nop}\Omega_{\rm nep}\Omega_{\rm orp}}},$$
(3)

где  $E_{\rm rad}$  — энергия излучения лазерного источника подсветки; q — отношение сигнал/шум;  $E_{\rm nop}$  — пороговая, регистрируемая фотоприемным устройством, энергия принятого сигнала;  $S_{\rm np}$  — площадь приемной апертуры;  $\Omega_{\rm nep}$  — телесный угол распространения зондирующего пучка;  $\tau_{\rm nep}$  и  $\tau_{\rm np}$  — коэффициенты пропускания передающего и приемного оптических трактов соответственно.

Далее вводится энергия зондирующего импульса, определяемая как  $E_{_3} = E_{_{\pi}} \tau_{_{\text{пер}}}$ .

Расчеты безопасности импульсной лазерной подсветки бортовых ЛЛС КА выполнены в соответствии с нормами и методикой, изложенными в ГОСТ Р 50723-94. Длительность зондирующего импульса составляет около 10 нс. Источник излучения принимается точечным.

В качестве источников излучения рассматриваются преимущественно твердотельные и волоконные лазеры, излучающие на длинах волн 1,06 и 1,5 мкм. Допустимые пределы излучения (ДПИ) согласно ГОСТ Р 50723-94 составляют 2 мкДж и 8 мДж соответственно.

Для оценки возможностей бортовых ЛЛС, а также безопасности зондирующего излучения авторами для персональных ЭВМ была разработана программа «МИТРА», выполняющая светотехнические расчеты в приближении геометрической оптики. С помощью программы «МИТРА» были выполнены оценки влияния расходимости зондирующего пучка ЛЛС и точности изготовления УО на дальность. На рис. 1 представлен график зависимости дальности ЛЛС от значения  $\alpha_{vo}$ .

Площадь и коэффициент отражения УО приняты  $S_{y0} = 6,23 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$ ;  $\rho_{y0} = 0,85$ . Параметры ЛЛС:  $E_3 = 2 \text{ мкДж}$ ;  $E_{n00} = 10^{-16} \text{ Дж}$ ; q = 10;  $S_{np} = 1,96 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2$ ;  $\tau_{np} = 0,5$ . Угол расходимости зондирующего пучка равен 6 мрад.

С учетом реальных значений  $\alpha_{yo} = 2...15''$  дальность ЛЛС будет колебаться в пределах 6,86...18,78 км.



Рис. 1. Зависимость дальности ЛЛС от величины  $\alpha_{vo}$ 

На рис. 2 представлен график зависимости дальности ЛЛС от расходимости зондирующего пучка  $\gamma$  при подсветке УО с  $\alpha_{y0} = 10''$ ;  $S_{y0} = 6,23 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$ ;  $\rho_{y0} = 0,85$ . Параметры ЛЛС указаны ранее.



Рис. 2. Зависимость дальности ЛЛС от величины ү

При расходимости зондирующего пучка в пределах *ү* = 0,6...6 мрад дальность ЛЛС будет принимать значения 8,40...26,56 км.

Таким образом, оценка методами геометрической оптики показывает, что в зависимости от параметров ЛЛС и УО рабочая дальность изменяется в несколько раз.

При использовании выражения (3) предполагается, что вся энергия зондирующего излучения равномерно распределена внутри телесного угла, в пределах которого находится объект. Диаграмма подсветки принимается как конус с плоским углом у при вершине, в котором равномерно распределено зондирующее излучение

$$\gamma = \sqrt{\frac{4\Omega_{\text{nep}}}{\pi}}.$$
 (4)

Фактически плотность излучения лазерного источника распределяется внутри диаграммы по определенному закону.

Наименьший дифракционный угол расходимости при одинаковой выходной апертуре наблюдается для пучка с гауссовым распределением интенсивности, и только для него сохраняется профиль радиального распределения интенсивности по мере удаления от лазера [4]. Данная модель может использоваться для описания пучка, формируемого твердотельными и волоконными лазерами.

Простейший тип гауссова пучка соответствует основной поперечной моде. В этом случае зависимость амплитуды зондирующего излучения при отклонении от оси пучка аппроксимируется гауссовой кривой [4, 5]:

$$E(\theta) \approx \frac{4E_0}{\pi\gamma^2} \exp\left(\frac{-4\theta^2}{\gamma^2}\right),$$
 (5)

где  $E_0$  — энергия подсветки на оси зондирующего пучка;  $\theta$  — угол, отсчитываемый от оси пучка. При смещении объекта на край зондирующего пучка плотность энергии подсветки уменьшается в  $e^{-1}$  раз.

Для оценки дальности рассматривается объект с блоком УО, имеющим параметры:  $S_{_{\rm YO}} = 0.01 \, {}_{\rm M^2}; \, \alpha_{_{\rm YO}} = 10'' \, {}_{\rm V} \, \rho_{_{\rm YO}} = 0.85.$  На рис. 3 представлены зависимости даль-

На рис. З представлены зависимости дальности ЛЛС при отклонении объекта от оси гауссова пучка с разной шириной. Параметры ЛЛС:  $E_3 = 1, 10$  и 50 мкДж;  $E_{\text{пор}} = 10^{-16}$ Дж;  $q = 10; S_{\text{пр}} = 1,96 \cdot 10^{-3}$  м<sup>2</sup>;  $\tau_{\text{пр}} = 0,5$ .



Рис. 3. Зависимости дальности ЛЛС при отклонении объекта с УО от оси зондирующего пучка с гауссовым распределением интенсивности: 1 — 1 мрад, 1 мкДж; 2 — 3 мрад, 10 мкДж; 3 — 6 мрад, 50 мкДж

Полученные кривые можно интерпретировать следующим образом. Заметно преимущество использования источников с длиной волны зондирующего излучения  $\lambda = 1,5$  мкм: большое значение ДПИ, равное 8 мДж, позволяет использовать широкие зондирующие пучки с большой энергией импульса, в результате снижаются требования к точности наведения и удержания зондирующего пучка на объекте.

На практике для достижения максимальной эффективности решения целевой задачи ЛЛС необходимо найти определенные значения параметров, которые могут существенно отличаться при оценке по различным критериям. Для этого решается задача оптимизации.

При скалярной постановке задачи наиболее простой путь формирования целевой функции заключается в линейной свертке отдельных критериев  $\Phi_i$  в один следующим образом:

$$R(x) = \sum_{i=1}^{k} \mu_i \Phi_i(x), \, \mu_i > 1, \, \sum_{i=1}^{k} \mu_i, \quad (6)$$

где  $\mu_i$  — весовые коэффициенты, рассматриваемые как показатели отдельной значимости отдельных критериев  $\Phi_i$ . Однако из-за противоречивого характера критериев для максимальной дальности ЛЛС и дистанции безопасного наблюдения, окончательный выбор коэффициентов  $\mu_i$  является проблемным.

При решении реальных задач разработчику нередко приходится идти на компромисс, отклоняясь от экстремальных значений показателей, чтобы удовлетворить требованиям по назначению. При этом решение оптимизационной задачи может представлять собой не однозначный ответ, а некую совокупность рациональных решений.

На принципе компромисса основана векторная постановка задачи, когда может быть использован метод Парето, позволяющий выделить множество целесообразных решений множество Парето.

Множество Парето — это множество решений, где увеличение значения одного из критериев приводит к уменьшению других критериев.

Во множество Парето включаются только те решения  $x^*$ , для которых выполняется следующее неравенство:

$$\Phi\left(x^{**}\right) \ge \Phi\left(x^{*}\right). \tag{7}$$

Если условие неравенства (7) выполняется, то *x*<sup>\*</sup> называется эффективным, или Паретооптимальным, решением задачи многокритериальной оптимизации [6].

Роль множества Парето при решении задач многокритериальной оптимизации определяется следующей теоремой. Если для некоторых весовых коэффициентов  $\mu_i, i \in [1, k]$  и вектора  $x^* \in D_r$  имеет место равенство

$$\sum_{i=1}^{k} \mu_{i} \Phi_{i}(x^{*}) = \min_{x \in D_{x}} \sum_{i=1}^{k} \mu_{i} \Phi_{i}(x), \qquad (8)$$

то вектор  $x^*$  оптимален по Парето.

Теорема показывает, что выбор определенной точки из множества Парето эквивалентен указанию весов для каждого из частных критериев оптимальности, определение которых затрудняет использование на практике выражения (6).

Таким образом, метод Парето состоит в отказе от выделения единственной «наилучшей» альтернативы и предпочтении одной альтернативы другой, только в случае, если первая по всем критериям «лучше» второй. Если же предпочтение хотя бы по одному критерию расходится с предпочтением по другому, то эти альтернативы признаются несравнимыми. В результате все «худшие» альтернативы отбрасываются, а несравнимые между собой принимаются. Если все максимальные значения частных критериев не относятся к одной и той же альтернативе, то принятые альтернативы образуют множество Парето.

При необходимости выбора единственной альтернативы следует ввести новые критерии и ограничения либо использовать экспертные оценки.

Использование метода Парето для оптимизации параметров ЛЛС и ответных устройств выглядит более предпочтительно потому что, в отличие от скалярной постановки задачи, позволяет избежать неопределенности при выборе значимости критериев оценки. Разработчик может сразу выбрать наиболее приемлемое сочетание критериев.

Проверить неулучшаемость альтернатив множества Парето для непрерывной области критериев позволяет так называемый метод обхода конусом. Под конусом понимается пространственный угол, образуемый лучами, исходящими из общей вершины и ограниченными в каждой плоскости углом 90°. Направление ограничивающих лучей соответствует направлению оптимизации.

Вершина конуса устанавливается на все точки, соответствующие рассматриваемым альтернативам. Если в угле, образуемом этими лучами, оказываются другие точки, данная альтернатива отбрасывается. Если лучи проведены из точки, соответствующей неулучшаемой альтернативе, то в образованном угле других альтернатив нет, т.е. точка, в которой находится вершина конуса, относится к множеству Парето. Направлением, требующим оптимизации, является применение УО. Для надежного наведения зондирующего пучка на объект необходимо обеспечить точность не менее 0,5γ.

При низкой точности наведения зондирующего пучка приходится использовать широкие пучки, в результате чего необходимо либо увеличивать энергию импульса подсветки (с неизбежными возрастанием энергопотребления ЛЛС и даже отступлением от требований лазерной безопасности), либо снижать плотность энергии в сечении пучка, которая также может иметь неравномерное распределение.

Обеспечить требуемую дальность ЛЛС в этом случае можно посредством установки УО на пассивном объекте. Стоимость и сложность изготовления УО напрямую зависит от его параметра  $\alpha_{yo}$ . При этом, чем меньше энергия подсветки и больше дистанция между ЛЛС и УО, тем меньше должно быть значение  $\alpha_{yo}$ , ограниченное дифракционным пределом (1).

Таким образом, имеется обратная зависимость между допустимым отклонением зондирующего пучка и характеристиками УО, при заданной дальности и энергии подсветки образующими собой множество альтернатив, которое является множеством Парето.

Цель оптимизации формулируется как обеспечение максимально допустимого отклонения зондирующего пучка ЛЛС от направления на пассивный КА при минимальном качестве изготовления УО (выражающемся значением  $\alpha_{yo}$ ) с сохранением максимальной дальности без увеличения энергии импульса подсветки.

Вводится показатель

$$\Phi_1 = \frac{\gamma}{2},\tag{9}$$

соответствующий допустимому отклонению зондирующего пучка от направления на объект (точности наведения и сопровождения), и показатель, определяющий качество УО (точность изготовления его двухгранных углов),

$$\Phi_2 = \alpha_{\rm VO}.$$
 (10)

Оба показателя связаны между собой через уравнение локации (3).

Далее задача рассматривалась для зондирующего пучка, имеющего гауссово распределение интенсивности. Рассматривается работа ЛЛС на дистанциях 30 км ( $E_3 = 400$  мкДж) и 10 км ( $E_3 = 20$  мкДж). Другие параметры ЛЛС:  $E_{\rm nop} = 10^{-16}$  Дж; q = 10;  $d_{\rm o6} = 5$  см;  $\tau_{\rm np} = 0.5$ . Используется УО с  $d_{\rm y0} = 2.82$  см и  $\rho_{\rm y0} = 0.85$ .

На рис. 4 представлены две кривые, соответствующие множествам Парето для обоих случаев.

Обход конусом графиков на рис. 4 доказывает их принадлежность к множествам Парето.



Рис. 4. Множества Парето для величины допустимого отклонения зондирующего пучка с гауссовым распределением и величины  $\alpha_{yo}$ : 1 — 30 км,  $E_3 = 400$  мкДж; 2 — 10 км,  $E_3 = 20$  мкДж

Из рис. 4 видно, как с увеличением отклонения зондирующего пучка (и, соответственно, его ширины) возрастает требуемая точность изготовления УО, характеризуемая параметром  $\alpha_{yo}$ . Например, для ЛЛС с  $\gamma = 6$  мрад требуемая точность наведения составит 3 мрад (10'). При дальности 10 км УО на объекте должен обладать  $\alpha_{yo} \le 14''$ . При увеличении дальности до 30 км (и энергии импульса в 20 раз) требование ужесточается в два раза:  $\alpha_{yo} \le 7''$ . Если обеспечивается в два раза:  $\alpha_{yo} \le 7''$ . Если обеспечивается в два раза более высокая точность удержания зондирующего пучка ЛЛС (5'), то требования к качеству УО снижаются до  $\alpha_{yo} \le 27''$  для дальности 10 км и  $\alpha_{yo} \le 13'' - для$  30 км.

На окончательный выбор оптимального сочетания значений  $\gamma$  и  $\alpha_{yo}$  оказывают влияние стоимость изготовления УО с требуемыми значением погрешности, зависящим от параметра  $\alpha_{yo}$ , и возможностями компенсации системой управления КА возникающих в полете возмущений.

## Выводы

Применение УО при подсветке зондирующими пучками с гауссовым распределением плотности энергии позволяет обеспечить дальность ЛЛС свыше 10 км.

На длине волны 1,5 мкм можно получить широкие зондирующие пучки (до 6 мрад) с энергией импульса, не превышающей ДПИ (8 мДж), достаточной для обеспечения дальности ЛЛС при использовании УО свыше 50 км.

Оптимизация методом множеств Парето имеет преимущество, заключающееся в том, что удается определить значимость критериев и получить множество целесообразных решений, из которых разработчик аппаратуры может выбирать наиболее приемлемые с точки зрения технической реализации. С использованием множеств Парето при наведении и удержании зондирующего пучка ЛЛС (с гауссовым распределением интенсивности) с точностью в 10' определено требуемое качество изготовления УО:  $\alpha_{yo} \le 14''$  для дальности 10 км и  $\alpha_{yo} \le 7''$  для дальности 30 км.

## Список литературы

1. Грибков А.С., Евдокимов Р.А., Синявский В.В., Соколов Б.А., Тугаенко В.Ю. Перспективы использования беспроводной передачи электрической энергии в космических транспортных системах // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 2. С. 118–123. 2. Козинцев В.И., Белов М.Л., Орлов В.М. и др. Основы импульсной лазерной локации: Учеб. пособие для вузов / Под ред. В.Н. Рождествина. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006.

3. Аспис Л.А., Васильев В.П., Волконский В.Б. и др. Лазерная дальнометрия / Под ред. В.П. Васильева и Х.В. Хинрикус. М.: Радио и связь, 1995.

*4. Тарасов Л.В.* Физика лазера. 3-е изд. М.: Эдиториал УРСС, 2011.

5. *Борейшо А.С.* Лазеры: устройство и действие: Учеб. пособие. СПб.: Мех. ин-т, 1992.

6. Черноруцкий И.Г. Методы оптимизации в теории управления: Учеб. пособие. СПб.: Питер, 2004.

Статья поступила в редакцию 15.02.2013 г.

УДК 629.78.001.18:629.78.017.1

## РАЗРАБОТКА И МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ОТДЕЛЕНИЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ БЛОКОВ

© 2013 г. Кокушкин В.В., Петров Н.К., Борзых С.В., Яськов В.В.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королева» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королев, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru* 

Рассмотрены вопросы, касающиеся моделирования процессов разделения крупногабаритных ракетно-космических блоков. Представлены основные типы систем разделения, и предложен метод расчета процесса разделения. Показаны цели и задачи экспериментальной отработки. Разработан метод пересчета экспериментальных результатов к натуральным условиям. Указан способ расчета надежности процесса разделения.

**Ключевые слова:** крупногабаритный ракетно-космический блок, процесс разделения, система разделения, экспериментальная отработка, метод расчета, надежность.

# DEVELOPMENT AND SIMULATION OF LARGE SPACE ROCKET STAGES SEPARATION PROCESSES

Kokushkin V.V., Petrov N.K., Borzykh S.V., Yaskov V.V.

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

Reviewed in the paper are issues related to simulation of large space rocket stages separation processes. It presents main types of separation systems, and proposes a method for calculating the separation process. It demonstrates the objectives and tasks of developmental testing. A method has been developed to adjust experimental results to space environments. A method is provided for calculating the separation process reliability.

*Key words:* large space rocket stage, separation process, separation system, developmental testing, calculation method, reliability.



кокушкин в.в.

КОКУШКИН Вячеслав Вячеславович — главный специалист РКК «Энергия», дтн, профессор, e-mail: post@rsce.ru

KOKUSHKIN Vyacheslav Vyacheslavovich – Chief Specialist at RSC Energia, Doctor of Science (Engineering), Professor



ПЕТРОВ Н.К.

ПЕТРОВ Николай Константинович — заместитель генерального конструктора, руководитель научно-технического центра РКК «Энергия», дтн, e-mail: nikolay.petrov@rsce.ru

PETROV Nikolay Konstantinovich – Deputy General Designer, Head of Scientific and Technical Center at RSC Energia, Doctor of Science (Engineering)



БОРЗЫХ С.В.

БОРЗЫХ Сергей Васильевич — начальник отдела РКК «Энергия», дтн, профессор, e-mail: post@rsce.ru

BORZYKH Sergey Vasilievich – Head of Department at RSC Energia, Doctor of Science (Engineering), Professor



ЯСЬКОВ В.В.

ЯСЬКОВ Вадим Владимирович — инженер РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru

YASKOV Vadim Vladimirovich – Engineer at RSC Energia

### Требования к системам разделения

ракетно-космического комплекса Для (РКК) и для баллистической ракеты дальнего действия (БРДД) в частности характерно отделение пассивных элементов конструкции, т.е. тех элементов, которые или исчерпали свой энергетический ресурс (ступени, разгонные блоки, двигательные установки (ДУ) систем обеспечения запуска и т.д.), или их функционирование в составе РКК или БРДД закончено (хвостовые и переходные отсеки, головные обтекатели (ГО), крышки люков научной аппаратуры и т.д.). Большинство аварийных ситуаций, а также ситуаций, связанных со спасением экипажа, приводят к срабатыванию различных систем разделения (СР) [1, 2].

Системы разделения отличаются большим разнообразием, так как отделение пассивных элементов конструкции возможно на всех участках полета РКК: на активном участке траектории, при полете по орбите искусственного спутника Земли (ИСЗ) или к другим телам Солнечной системы, при посадке на них, при полете по траектории возврата, а также на участке спуска на поверхность Земли. Процесс разделения условно делится на непосредственно разделение (разрыв силовых связей между элементами конструкции РКК или БРДД) и отделение (относительное движение разделившихся тел).

Важной составной частью успешного выполнения задач, стоящих перед РКК и БРДД, является надежное функционирование СР. Необходимо отметить, что оно заключается не только в безотказности срабатывания всех ее элементов, но и в обоснованном выборе параметров относительного движения разделившихся тел. Отказ срабатывания хотя бы одного из элементов или неправильный выбор их характеристик ведет, как правило, к аварийным ситуациям, влекущим невыполнение программы полета.

Отделение значительных по габаритам и массе элементов конструкции (отработавшие ступени, различные капотирующие устройства, головной обтекатель, хвостовые отсеки и др.) осуществляется на участке выведения на орбиту ИСЗ мощными силовыми средствами отделения при больших перегрузках и скоростных напорах.

На орбитах ИСЗ и на траекториях полета к другим телам Солнечной системы наряду с крупногабаритными элементами конструкции (разгонные блоки, переходные отсеки) отделяются различные вспомогательные устройства, которые уже выполнили свои функции (блоки датчиков, прицельные устройства и т.д.). Отделение указанных пассивных элементов конструкции осуществляется, как правило, в условиях невесомости не самыми мощными средствами отделения. На функционирование СР на этом участке иногда накладываются такие дополнительные требования, как, например, увод отделившегося разгонного ракетного блока в заданном направлении, фиксация отделяемого элемента в определенном положении на активном или пассивном блоках и др.

#### Основные типы систем разделения

Рассмотрим основные типы СР, входящие в состав РКК и БРДД. Приняты две основные компоновочные схемы ракет-носителей (РН) — с поперечным разделением отработавших ступеней и продольным («пакетная» схема). Отделение ступеней ракет, выполненных по схеме с поперечным делением, возможно двумя основными способами:

• «горячее» отделение (двигательная установка верхней (активной) ступени запускается еще до подачи команды на разделение);

• «холодное» отделение торможением отработавшей ступени после разрыва силовых связей между ступенями (ДУ верхней ступени запускается после достижения определенного расстояния между разделившимися ступенями).

В ракетах «пакетной» схемы, поперечное сечение одной из которых представлено на рис. 1, *а*, отделение боковых блоков после выработки в них компонентов топлива может осуществляться одним из трех способов в следующей последовательности:

• разрыв нижних силовых связей, вращение относительно верхних узлов связи, их раскрытие и отвод ступеней от центрального блока (по этой схеме реализовано отделение ступеней РН типа «Восток»);

• разрыв верхних силовых связей, вращение относительно нижних узлов (с возможным проскальзыванием отделяемых блоков вдоль поверхности активной ступени) с последующим их раскрытием или соскальзыванием отделяемых блоков с поверхности центрального блока (по этой схеме выполнена дублирующая система отделения боковых блоков РН «Энергия» и многоразового космического аппарата (МКА) «Буран» от центрального блока в нештатной ситуации полета при маневре для возврата на стартовую позицию);

• одновременное раскрытие верхних и нижних узлов связи и отвод отработавших боковых блоков от центрального блока (штатная схема отделения боковых блоков PH «Энергия»).

На рис. 1,  $\delta$  представлена упрощенная циклограмма (ЦГ) штатного отделения боковых блоков РН «Энергия». В процессе предстартовой подготовки и в полете боковые блоки ракеты должны иметь возможность перемещения относительно друг друга. Эти блоки отделяются попарно по факту достижения РН определенного скоростного напора, т.е. команде на отделение должна предшествовать операция соединения (запирания) рядом расположенных боковых блоков в единое целое — параблок.

По комбинированной схеме выполнено отделение центрального блока РН «Энергия» от МКА «Буран». В случае штатного отделения (рис. 2) предполагается одновременный разрыв задних и передних связей между разделяемыми телами и отвод МКА «Буран» от центрального блока. При нештатном полете, приводящем к необходимости возврата космического корабля в район старта, его отделение от центрального блока проводится в иной последовательности. В этом случае предполагается разрыв передней связи и разворот МКА «Буран» относительно задних узлов, образующих ось вращения, на заданный угол. При его достижении узлы раскрываются, и разделяемые тела расходятся относительно друг друга.



Рис. 1. Отделение параблоков: а – схема расположения отделяемых блоков: 1 – ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ) отделения; 2 – нижний узел связи; 3 – МКА «Буран»; 4 – верхний узел связи; 5 – центральный блок; 6 – боковые блоки; 6 – циклограмма процесса отделения параблоков

Для защиты космических аппаратов от воздействия набегающего потока широко используются капотирующие устройства в виде ГО, которые сбрасываются после прохождения РН плотных слоев атмосферы. Процесс сброса происходит следующим образом: после подачи команды на отделение разрываются силовые связи сначала по продольному стыку створок, а затем по поперечному между створками и РН. Обтекатель разделяется таким образом на две или более створки, которые под действием сил от средств отделения начинают вращаться относительно осей, расположенных около нижнего стыковочного шпангоута. При достижении определенного угла, называемого «углом сброса», створки отделяются и, обладая относительной скоростью, отходят от PH.



Рис. 2. Циклограмма процесса отделения МКА «Буран»: 1 — выключение первой и третьей ДУ центрального блока; 2 – выключение второй и четвертой ДУ центрального блока; 3 — срабатывание основных средств разделения центрального блока и МКА «Буран»; 4 – комплекс автономного управления центрального блока; 5 — система управления (СУ) МКА «Буран»; 6 — трансляция в СУ МКА «Буран» при-«начало выключения ДУ центрального блока»; знака 7 — трансляция в СУ МКА «Буран» признака «синхрометка» отделения МКА «Буран»; 8 — срабатывание основных средств разделения МКА «Буран»-центральный блок; 9 ивод МКА «Буран» агрегатами реактивной системы управления; 10 — срабатывание дублирующих средств разделения МКА «Буран»–центральный блок

В узлах вращения перпендикулярно продольной оси PH обычно устанавливаются один или несколько короткоходовых, но с большой начальной силой, пружинных толкателей. Их назначение — сообщение дополнительной скорости точкам головного обтекателя, расположенным вблизи узла вращения, для исключения их соударения с PH в процессе относительного движения.

Значение угла сброса выбирается обычно из условия получения максимального значения проекции скорости отделения створки на направление, перпендикулярное к продольной оси PH и лежащее в плоскости ее вращения.

В тех случаях, когда длина обтекателя составляет несколько десятков метров, его необходимо расчленить на два или более самостоятельных отсека, отделение которых осуществляется последовательно.

На активном участке траектории и при орбитальном полете РКК отделяются хвостовые и различного вида переходные отсеки, причем они отделяются как неразрезными (рис. 3, a), так и предварительно расчлененными на несколько створок (рис. 3,  $\delta$ ).



Рис. 3. Схемы отделения пассивных элементов конструкции

В конце активного участка траектории осуществляется отделение полезного груза, который при этом может получить два вида возмущений: отклонение вектора скорости центра масс (ЦМ) и угловую скорость вращения относительно любой из поперечных осей, проходящих через ЦМ. Отклонение вектора скорости возникает вследствие разброса значений тяги последействия последней ступени, времени срабатывания исполнительных элементов системы, энергетических характеристик средств отделения и т.д.

Рассмотренные системы разделения функционируют в штатных условиях полета. Кроме того, существуют аварийные ситуации, приводящие к необходимости отделения определенных элементов конструкции и срабатыванию дополнительных, специально введенных для этого, СР. Особенно актуален этот вопрос при необходимости спасения экипажа в случае аварии ракет-носителей. В зависимости от поставленных задач, особенностей компоновки, условий срабатывания и других факторов, СР отличаются большим разнообразием. Однако по конструктивнокинематическим признакам большинство из них можно разделить на две основные группы:

• системы с плоским стыком;

• системы разделения, имеющие дополнительную связь в виде оси вращения.

Первые характеризуются одновременным срабатыванием средств связи разделяемых элементов конструкции с последующим одновременным или опережающим включением в работу средств отделения. К этой группе относятся СР ступеней, разгонных и головных блоков, головных частей, отсеков космических аппаратов, крышек люков и т.д. Для всех отделяемых элементов конструкции, входящих в данную группу, расчет их кинематических параметров может быть проведен по единой методике.

Процесс отделения пассивного элемента конструкции можно разбить в общем случае на следующие участки:

• срабатывание средств разделения одновременно или несколькими группами;

• относительное движение под действием сил средств отделения на участке кинематичес-кой связи (шпилечный участок);

• относительное движение под действием сил средств отделения;

• свободное относительное движение.

Ко второй группе относятся СР, имеющие дополнительную связь в виде оси вращения. По этой схеме выполняются системы сброса ГО, происходит раскрытие панелей солнечных батарей, некоторых типов антенн, различных датчиков и т.д. По этой же схеме, как правило, проводится отделение (штатное или аварийное) ступеней РН «пакетной» схемы. Процесс отделения указанных элементов можно разбить на следующие участки:

срабатывание средств разделения;

• движение на оси вращения под действием сил средств отделения;

• свободное относительное движение.

Взаимодействие оси вращения с отделяемым элементом имеет конструктивные особенности. При сбросе ГО, например, его створки после раскрытия продольно-поперечного стыка поворачиваются на заданный угол, а затем, после раскрытия осей вращения, совершают свободное относительное движение. При раскрытии небольших антенн участок свободного относительного движения отсутствует. После отвода антенн на заданный угол происходит их фиксация в заданном положении. Кроме того, существуют СР, в которых совмещено вращательное движение отделяемого элемента относительно оси с поступательным движением ее вдоль паза. Следует отметить, что существуют СР, которые не могут быть отнесены ни к одной из описанных выше групп (специальные) (рис. 4). Примером может служить отделение неразрезного переходного отсека скатыванием его по упругому ограждению в виде подпружиненных роликовых опор.

Многовариантность СР и обширность стоящих перед ними задач привели к необходимости создания разнообразных исполнительных элементов, каждый из которых в составе конкретной СР выполняет определенные функции. В зависимости от конструктивных особенностей и назначения этих элементов проведена их классификация, в соответствии с которой они разделены на следующие три группы: средства крепления и разделения, средства отделения, сопутствующие элементы (рис. 5).

К средствам разделения и отделения предъявляются следующие основные требования: минимальная масса и габариты, работоспособность в заданном температурном диапазоне, максимальная надежность, минимальное потребление электрической энергии при срабатывании, нечувствительность к динамическому нагружению и воздействию окружающей среды, минимальное динамическое воздействие на окружающие элементы конструкции, отсутствие вылетающих частей и осколков, простота конструкции, ее технологичность, взаимозаменяемость, минимальная стоимость, простота и безопасность в экплуатации, обеспечение заданных эксплуатационных характеристик [3-5].



Рис. 4. Классификация СР



Рис. 5. Классификация элементов СР

#### Силы, действующие на разделяемые тела

В процессе относительного движения на разделившиеся тела в общем случае могут действовать следующие силы: сила пружинного толкателя, сила пиротехнического толкателя, сила пневматического толкателя, тяга жидкостного ракетного двигателя, тяга РДТТ, газодинамические силы, аэродинамические силы, сила тяжести, инерционные силы. Каждая из них в общем случае создает соответствующие моменты.

Кроме того, при относительном движении разделившихся тел на шпилечном участке необходимо определять и учитывать реакцию связи, считая шпильку кинематической связью с определенным числом степеней свободы.

### Расчет систем разделения

Относительное движение объектов, разделяемых по плоскому стыку, наиболее наглядно представлять в связанной с одним из них системе координат. В расчетах обычно полагается, что отделяемые тела абсолютно твердые с неизменными массовыми, инерционными и центровочными характеристиками, а действующие силы зависят, как правило, от времени или относительного расстояния между объектами и считаются заданными. Расчеты позволяют сформировать ЦГ процесса, выработать требования к средствам разделения и отделения. В совокупности все это позволяет выполнить условие безударности отделения пассивного объекта с одновременным выполнением возможных дополнительно накладываемых ограничений [6-8].

При расчете процесса отделения k продольно сочлененных с центральным блоком пассивных элементов (боковые блоки, створки обтекателей) предполагается, что они расположены несимметрично относительно центрального блока (аналогичную компоновку имеет РН «Буран») и связаны с ним подвижными верхними или нижними осями вращения. После подачи команды на разделение рвутся, например, верхние силовые связи между центральным и боковыми блоками, которые под действием средств отделения начинают развоотносительно нижних подвижных DOT осей вращения.

Вывод дифференциальных уравнений относительного движения блоков в данном случае наиболее целесообразно проводить с помощью уравнений Лагранжа II рода при следующих обобщенных координатах (рис. 6):

• линейная координата *S<sub>k</sub>* проскальзывания шарнира *k*-го бокового блока вдоль образующей центрального блока;

• угол  $\alpha_k$ , измеряемый в плоскости отделения и характеризующий относительный разворот между *k*-м боковым и центральным блоками;

• угол φ<sub>k</sub>, измеряемый между продольной осью *k*-го бокового блока и плоскостью отделения;

• проекции  $V_x$ ,  $V_y$ ,  $V_z$  линейной скорости центра масс центрального блока на оси связанной с ним системы координат *OXYZ*;

• проекции  $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\omega_z$  угловой скорости центрального блока на оси связанной с ним системы координат *ОХYZ*.



Рис. 6. Схема для расчета отделения продольно соединенных боковых блоков:  $\varepsilon_k$  – угол, определяющий положение пеноблоков;  $B_k$  – подвижный цилиндрический шарнир

Величины  $S_k$ ,  $\alpha_k$ ,  $\varphi_k$  характеризуют взаимное расположение разделяемых блоков, а  $\mathbf{V}_0(V_x, V_y, V_z)$  и  $\boldsymbol{\omega}_0(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$  — кинематическое состояние центрального блока в процессе отделения. Таким образом, процесс описывается 3k + 6 дифференциальными уравнениями второго порядка, записанными в системе координат, связанной с центральным блоком:

$$\begin{aligned} \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t} & \frac{\partial T}{\partial \dot{S}_{k}} - \frac{\partial T}{\partial S_{k}} = Q_{S_{k}}, \\ & \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t} & \frac{\partial T}{\partial \dot{\alpha}_{k}} - \frac{\partial T}{\partial \alpha_{k}} = Q_{\alpha_{k}}, \\ & \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t} & \frac{\partial T}{\partial \dot{\alpha}_{k}} - \frac{\partial T}{\partial \alpha_{k}} = Q_{\varphi_{k}}, \\ & \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t} & \frac{\partial T}{\partial \dot{\nabla}_{k}} - \frac{\partial T}{\partial \phi_{k}} = Q_{\varphi_{k}}, \\ & \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t} & \frac{\partial T}{\partial \dot{\nabla}_{k}} \\ & \frac{\partial T}{\partial V_{k}} \\ & \frac{\partial T}{\partial V_{k}} \\ & \frac{\partial T}{\partial V_{k}} \\ & \frac{\partial T}{\partial \psi_{k}} \\ & \frac{\partial T}{\partial \omega_{k}} \\$$

где *T* — суммарная кинетическая энергия системы.

Обобщенные силы ( $Q_{s_k}, Q_{\alpha_k}, Q_{\phi_k}, P_{v_x}, P_{v_y}, P_{v_z}, M_{\omega_x}, M_{\omega_y}, M_{\omega_z}$ ), стоящие в правых частях этих уравнений, находятся традиционным способом и зависят от сил и моментов, действующих на отделяемые тела.

Задача сводится к определению суммарной кинетической энергии системы *T* как функции указанных выше обобщенных координат.

Как было отмечено выше, в большинстве случаев разделяемые тела принимаются абсолютно твердыми. В некоторых случаях такое допущение не является правомерным. Вопрос учета упругих свойств конструкции особенно остро встает при отделении таких крупногабаритных элементов конструкции, как боковые блоки большого удлинения ракет «пакетной» схемы и створок разрезных отсеков [9, 10]. Отделение указанных элементов конструкции происходит под действием значительных сосредоточенных сил, создаваемых средствами отделения. Под действием этих сил в отделяемом элементе могут возникнуть значительные колебания, которые наряду с другими негативными последствиями приводят к потере части энергетики средств отделения. В результате необходимая относительная скорость отделения, рассчитанная без учета упругих свойств конструкции отделяемого тела, может быть не достигнута в реальном процессе. Задачей расчета процесса отделения упругих элементов конструкции является не только описание их относительного движения, но и прогноз уровня колебаний и потери скорости отделения, а также уменьшение их негативного влияния на процесс за счет рационального размещения средств отделения и выбора их рабочих характеристик.

# Экспериментальная отработка систем разделения

Ввиду повышенных требований, предъявляемых к надежности функционирования, СР в целом и их элементы проходят тщательную и всестороннюю экспериментальную отработку.

При отработке конкретной СР в первую очередь испытываются и доводятся до заданных характеристик средства разделения и отделения, а также разъемные соединения, установленные на разделяемом стыке, причем наиболее тщательно испытываются те из них, которые содержат пиротехнические устройства. Испытание элементов СР на срабатывание проводится после нагружения их внешними воздействиями, имеющими место в натурных условиях. Процесс экспериментальной отработки элементов и испытания самих систем подразделяется на ряд этапов, основными из которых являются:

- лабораторные отладочные испытания;
- контрольные доводочные испытания;
- контрольные выборочные испытания;
- чистовые доводочные испытания;

• промежуточные испытания отдельных крупных подсистем CP;

• комплексная экспериментальная отработка.

Каждый из элементов СР проходит испытания на транспортировку, ударную стойкость, вибронагружения, влияние повышенной и пониженной температур, а также на определение влияния длительного пребывания в вакууме на его работоспособность. Назначение указанных испытаний состоит в максимальной имитации возможных внешних воздействий на испытуемый элемент и определении их влияния на его работоспособность.

Комплексные испытания являются наиболее сложными в экспериментальной отработке систем разделения [1]. Во время них подтверждаются полученные расчетным путем основные кинематические параметры систем: линейная относительная скорость, угловые скорости отделяемых тел. В процессе испытаний окончательно устанавливается принятая на стадии проектных разработок последовательность прохождения команд на срабатывание элементов СР, а также измеряются виброперегрузки, возникающие при срабатывании пиротехнических элементов системы, оценивается их влияние на близлежащие элементы конструкции. По результатам испытаний дается заключение о возможности установки данной СР на натурное изделие.

При комплектовании экспериментальной установки для комплексных испытаний необходимо, чтобы все узлы и агрегаты, входящие в ее состав, прошли полный цикл предварительной отработки. Все технологические элементы (опорные рамы, переходные отсеки и т.п.) должны быть достаточно жесткими для того, чтобы их податливость под действием внешних нагрузок не сказывалась на процессе разделения. Испытания проводят при максимальной имитации натурных условий, при которых срабатывает данная СР. Объекты, разделение которых отрабатывается на комплексных экспериментальных установках, должны максимально соответствовать натурным и иметь штатные массовые, инерционные и центровочные характеристики. Эти требования приводят к необходимости создания крупногабаритных и подчас уникальных установок. На рис. 7 схематично изображена экспериментальная установка для отработки отделения створок ГО.



.....

Рис. 7. Экспериментальная установка для отработки отделения створок обтекателя: 1 – зона полезного груза; 2 – срабатывание створки обтекателя; 3 – переходный отсек; 4 – сети улавливания; 5 – опорная рама; 6 – кинокамера; 7 – система управления; 8 – система измерений

# Приведение экспериментальных результатов к натурным условиям

Экспериментальная отработка СР как в целом, так и отдельных ее элементов позволяет получить целый ряд значений механических и кинематических параметров, которые в большинстве случаев отличаются от аналогичных значений, имеющих место в реальных условиях. Это несоответствие объясняется трудностью, а зачастую и невозможностью полного воспроизведения их в процессе экспериментальной отработки. Рассмотрим лишь простейшие вопросы, связанные с анализом экспериментальных данных и приведением их к натурным условиям.

Предположим, что для отделения незначительного по массе и габаритам элемента конструкции используется пиротолкатель. Отделяемый элемент установлен на рельсовой тележке. Имитировать подвижность второго тела нет необходимости, так как его масса на несколько порядков больше отделяемой. Пусть при экспериментальной отработке отделяемая масса *m*, скорость ее ЦМ после полного срабатывания пиротолкателя v. Работа пиротолкателя расходуется на сообщение скорости отделяемой массе и деформацию конструкции. Натурная конструкция и конструкция экспериментальной установки должны быть равными по жесткости (такое требование к экспериментальной установке, как правило, записывается в техническое задание на ее разработку), поэтому пиротолкатель сообщает одну и ту же кинетическую энергию в эксперименте и в натурных условиях:

$$m_{_{\scriptscriptstyle \mathfrak{S}}}v_{_{\scriptscriptstyle \mathfrak{S}}}^{^{2}}=m_{_{\scriptscriptstyle \mathrm{H}}}v_{_{\scriptscriptstyle \mathrm{H}}}^{^{2}},$$

где  $m_{_{\rm H}}$  – масса, отделяемая в натурных условиях;  $v_{_{\rm H}}$  – скорость ее ЦМ.

Таким образом,

$$v_{\rm H} = v_{\rm p} \sqrt{\frac{m_{\rm p}}{m_{\rm H}}}.$$
 (1)

В том случае, когда отделяемые тела, например полезный груз и отработавшая ступень, имеют соизмеримые массы (соответственно  $m_1$ и  $m_2$ ), их относительная скорость  $v_{\rm H}$  есть сумма величин (модулей) приращения скоростей, которые они получают после полного срабатывания пиротолкателя:

$$v_{_{\rm H}} = \sqrt{\frac{2A(m_{_1} + m_{_2})}{m_{_1}m_{_2}}} ,$$

где *А* — полная работа.

Принимая во внимание, что пиротолкатель имеет одно и то же значение работы в натурных и экспериментальных условиях, в этом случае будем иметь:

$$v_{_{\rm H}} = v_{_{\rm S}} \sqrt{\frac{m_{_{\rm S}}(m_{_1} + m_{_2})}{m_{_1}m_{_2}}} \; .$$

Работу любого толкателя  $A_{\rm T}$  можно определить на установках маятникового типа путем замера отклонения маятника. Из равенства кинетической энергии отделяемой массы математического маятника в момент срабатывания толкателя и ее потенциальной энергии в максимально отклоненном положении маятника найдем

$$\frac{1}{2}m_{_{9}}v_{_{9}}^{2} = m_{_{9}}gh = m_{_{9}}gl_{_{M}}(1 - \cos\varphi) = A_{_{T}},$$

где h – подъем маятника;  $l_{_{\rm M}}$  – длина маятника;  $\phi$  – максимальный угол его отклонения.

Замерив, например, с помощью средств кинорегистрации, угол  $\varphi$  и зная  $m_{_{3}}$ , можно определить  $A_{_{T}}$  и  $v_{_{3}}$ , а следовательно, воспользовавшись соотношением (1), и  $v_{_{u}}$ .

При комплексных испытаниях определяются потери работы  $A_{\rm n}$  на преодоление сил сопротивления (трение на шпильках, расстыковка разъемов и т.д.). Эффективная работа  $A_{\rm sc}$  средств отделения будет меньше полной работы A:

$$A_{\mathrm{a}\mathrm{b}} = A - A_{\mathrm{m}}$$

При проведении испытаний по определению  $A_{_{3\phi}}$  обычно нет необходимости полностью имитировать натурные условия, а достаточно воспроизвести силы сопротивления на участке работы средств отделения и таким образом определить  $A_{_{\Pi}}$ . Эффективную работу средств отделения можно найти через кинетическую энергию отделяемого от неподвижной опоры тела в момент полного срабатывания средств отделения, измерив при этом линейную и угловую скорости отделения:

$$A_{\rm sp} = \frac{1}{2} m_{\rm s} v_{\rm s}^{2} + \frac{1}{2} J_{C_{\rm s}} \omega_{\rm s}^{2},$$

где  $\omega_{s}$ ,  $J_{C_{s}}$  — угловая скорость и главный центральный момент инерции тела, отделяемого на экспериментальной установке.

Эффективный импульс  $I_{_{_{3}\phi}}$  средств отделения определяют путем отстрела тела, сообщив ему прямолинейное поступательное движение:

$$I_{a\phi} = m_{a}v_{a}$$

В случае отстрела тела, имеющего ось вращения,

$$I_{\mathrm{a}\mathrm{b}} = \frac{1}{r} J_{\mathrm{a}} \omega_{\mathrm{a}},$$

где *r* — плечо относительно оси вращения, на которое приложен импульс.

При комплексных испытаниях на экспериментальных установках рельсового типа с двумя подвижными массами средствами измерений определяются скорости подвижных тел после срабатывания средств отделения. Зная значения этих скоростей, можно найти

$$A_{\rm sp} = \frac{1}{2} m_{\rm 1s} v_{\rm 1s}^2 + \frac{1}{2} m_{\rm 2s} v_{\rm 2s}^2.$$

Для пересчета угловых скоростей используют равенство кинетических моментов экспериментальной и натурной систем при одинаковых импульсах средств отделения и идентичности экспериментального и штатного стыков. Тогда

$$\omega_{\rm H} = \frac{J_{\rm P}}{J_{\rm H}} \omega_{\rm P},$$

где  $\omega_{\rm H}$ ,  $J_{\rm H}$  — угловая скорость и главный центральный момент инерции натурной системы.

Приведенные соотношения позволяют лишь приближенно оценить полученные результаты. В некоторых случаях приведение экспериментальных данных к натурным условиям вызывает большие трудности и требует разработки специальных методик. При отделении, например, тела с подвижной осью вращения в земных и инопланетных условиях приходится исследовать оба случая. Существенным здесь является различие в ускорениях свободного падения. Как показывают расчеты, тело, отделяемое в условиях лунного тяготения, в земных условиях иногда не отделяется вовсе.

Еще большие трудности встречаются при обработке экспериментальных данных, получаемых на установках, имитирующих пространственную картину движения. С аналогичными трудностями приходится сталкиваться при отработке систем, в которых разделяемые тела содержат остатки жидкого наполнения, так как поведение их в условиях невесомости и в поле тяготения различно. Это замечание особенно существенно в тех случаях, когда в баках имеются внутренние перегородки. Жидкость постоянно изменяет центровку отделяемых тел и их инерционные характеристики, что может сказаться на характере относительного движения. Невозможность отработки таких систем в наземных условиях приводит к необходимости проведения расчетов при крайнем отклонении центровочных и инерционных характеристик в предположении, что количество остатков жидкого наполнения известно.

На рис. 8 изображена экспериментальная установка для отработки процесса отделения центрального блока от МКА. При ее разработке, в первую очередь, необходимо расчетным путем определить приведенную массу имитатора центрального блока совместно с противовесами и его главный центральный момент инерции относительно оси, перпендикулярной к плоскости отделения имитатора. Они должны быть выбраны таким образом, чтобы кинематические параметры относительного движения имитатора соответствовали аналогичным параметрам штатного центрального блока.

На рис. 8, *б* схематично показано расположение толкателей отделения относительно ЦМ реальных разделяемых объектов, а также применительно к экспериментальной установке. При этом трос, связанный с противовесом, изображен условно закрепленным в ЦМ имитатора. Кроме того, суммарная масса противовесов 7 выбирается из условия обезвешивания имитатора.

Для точек, расположение которых приведено на рис. 8, б, введены следующие обозначения: *а*<sub>A21</sub> и  $a_{B21}$  — ускорения точек  $A_2$  и  $B_2$  относительно точек $\tilde{A}_1$  и  $B_1$  соответственно;  $a_1, a_2 -$  ускорения ЦМ соответственно тел 1 и 2 в натурных условиях;  $a_{A\mu}, a_{B\mu}$ — ускорения точек A и B имитатора;  $\varepsilon_1, \varepsilon_2$  угловые ускорения тел 1 и 2 в натурных условиях; *P*<sub>т</sub>, *P*<sub>т</sub> – силы, развиваемые штатными пружинными толкателями в точках А и В соответственно;  $J_{C1}, J_{C2}$  — главные центральные моменты инерции соответственно тел 1 и 2 относительно осей, перпендикулярных к плоскости отделения;  $m_1$  и  $m_2$  — масса тел 1 и 2 соответственно;  $x_{A1}, x_{B1}$  расстояние от ЦМ тела 1 до точек  $A_1$  и  $B_1$ ;  $x_{A2}$ ,  $x_{B2}$ — расстояние от ЦМ тела 2 до точек  $A_2$  и  $B_2$ ;  $X_{A_{H}}^{B_{2}}, X_{B_{H}}^{-}$  расстояние от ЦМ имитатора до точек  $\hat{A}$  и  $B; J_{C_{H}}^{-}$  главный центральный момент инерции имитатора относительно оси, перпендикулярной к плоскости разделения.







Экспериментальная установка



**Рис. 8. Экспериментальная установка для отделения центрального блока РН «Энергия» от МКА «Буран»:** а – конструктивное исполнение; б – расчетная схема; 1 – киноаппаратура; 2 – верхний узел связи; 3 – макет центрального блока; 4 – макет МКА «Буран»; 5 – нижний узел связи; 6 – амортизаторы; 7 – груз наборный

Получим соотношения для определения ускорений  $a_{{}_{A21}}$  и  $a_{{}_{B21}}$ :

$$\begin{aligned} a_{A21} &= a_{A2} - a_{A1} = (a_2 + \varepsilon_2 x_{A2}) - (a_1 + \varepsilon_1 x_{A1}) = \\ &= \left(\frac{P_{\tau A} + P_{\tau B}}{m_2} + x_{A2} \frac{P_{\tau A} x_{A2} - P_{\tau B} x_{B2}}{J_{C2}}\right) - \\ &- \left(\frac{P_{\tau A} + P_{\tau B}}{m_1} + x_{A1} \frac{-P_{\tau A} x_{A1} + P_{\tau B} x_{B1}}{J_{C1}}\right) = \\ &= \left(\frac{1}{m_1} + \frac{1}{m_2}\right) (P_{\tau A} + P_{\tau B}) + \\ &+ \left(\frac{x_{A1}^2}{J_{C1}} + \frac{x_{A2}^2}{J_{C2}}\right) P_{\tau A} - \left(\frac{x_{A1} x_{B1}}{J_{C1}} + \frac{x_{A2} x_{B2}}{J_{C2}}\right) P_{\tau B}. \end{aligned}$$

Введем обозначения:

$$\begin{split} K_{AA} &= \frac{x_{A1}^2}{J_{C1}} + \frac{x_{A2}^2}{J_{C2}} \,, \\ K_{BA} &= \frac{x_{A1}x_{B1}}{J_{C1}} + \frac{x_{A2}x_{B2}}{J_{C2}} \,, \\ m_{\rm np} &= \frac{m_1m_2}{m_1 + m_2} \,, \end{split}$$

тогда

$$a_{A21} = \frac{P_{TA} + P_{TB}}{m_{TD}} + K_{AA}P_{TA} - K_{BA}P_{TB}$$

Аналогично получим:

$$a_{B21} = \frac{P_{TA} + P_{TB}}{m_{TD}} - K_{AB}P_{TA} + K_{BB}P_{TB},$$

$$a_{Au} = a_{\mu} + \varepsilon_{\mu} x_{Au} = \frac{P_{TA} + P_{TB}}{m_{TD}} + \frac{P_{TA}x_{Au} - P_{TB}x_{Bu}}{J_{Cu}} x_{Au} =$$

$$= \frac{P_{TA} + P_{TB}}{m_{TD}} + \frac{x_{Au}^{2}}{J_{Cu}}P_{TA} - \frac{x_{Au}x_{Bu}}{J_{Cu}}P_{TB},$$

$$a_{Bu} = a_{\mu} - \varepsilon_{\mu} x_{Bu} = \frac{P_{TA} + P_{TB}}{m_{TD}} - \frac{x_{Au}x_{Bu}}{J_{Cu}}P_{TA} + \frac{x_{Bu}^{2}}{J_{Cu}}P_{TB},$$

$$TAE K_{AB} = K_{BA}, K_{BB} = \frac{x_{B1}^{2}}{m_{TD}} + \frac{x_{B2}^{2}}{m_{TD}}, m_{TD} - mpuBe$$

где  $K_{AB} = K_{BA}, K_{BB} = \frac{m_1}{J_{C1}} + \frac{m_2}{J_{C2}}, m_{np}$  — приведенная масса имитатора и противовесов, равная

приведенной массе разделяемых тел; *a*<sub>n</sub>, *ε*<sub>n</sub> — ускорение ЦМ и угловое ускорение имитатора соответственно.

Условие равенства относительных ускорений отделения на экспериментальной установке и в реальных условиях запишем так:

$$a_{A21} = a_{Au}, a_{B21} = a_{Bu}, \tag{2}$$

T. e.  

$$K_{AA}P_{TA} - K_{BA}P_{TB} = \frac{x_{AII}^{2}}{J_{CII}}P_{TA} - \frac{x_{AII}x_{BII}}{J_{CII}}P_{TB},$$

$$-K_{AB}P_{TA} + K_{BB}P_{TB} = \frac{x_{BII}^{2}}{J_{CII}}P_{TB} - \frac{x_{AII}x_{BII}}{J_{CII}}P_{TA}.$$
(3)

Для того чтобы выполнялось условие (2), необходимо равенство в формулах (3) коэффициентов при силах толкателей. Получим систему уравнений:

$$K_{AA} = \frac{x_{AH}^2}{J_{CH}}, \ K_{AB} = K_{BA} = \frac{x_{AH}x_{BH}}{J_{CH}}, \ K_{BB} = \frac{x_{BH}^2}{J_{CH}}.$$

Учитывая, что  $x_{A1}+x_{B1}=x_{A2}+x_{B2}=l$  и  $x_{Bn}=l-x_{An}$ , используя полученные ранее соотношения для  $K_{AA}$ ,  $K_{AB}$  и  $K_{BB}$ , будем иметь

$$\frac{x_{A1}^2}{J_{C1}} + \frac{x_{A2}^2}{J_{C2}} = \frac{x_{Au}^2}{J_{Cu}},$$

$$\frac{x_{A1}x_{B1}}{J_{C1}} + \frac{x_{A2}x_{B2}}{J_{C2}} = \frac{x_{Au}(l - x_{Au})}{J_{Cu}},$$

$$\frac{x_{B1}^2}{J_{C1}} + \frac{x_{B2}^2}{J_{C2}} = \frac{(l - x_{Au})^2}{J_{Cu}}.$$
(4)

Решая систему уравнений (4), получим

$$J_{C_{\rm H}} = \frac{J_{C1}J_{C2}}{J_{C1} + J_{C2}} \cdot$$

Аналогичные выкладки, как правило, приходится проводить для каждой конкретной установки в зависимости от решаемых задач и условий проведения экспериментов.

## Расчет надежности

Каждая конкретная СР характеризуется параметрической и функциональной надежностью. Под параметрической понимается полученная расчетным путем надежность протекания с заданными параметрами процесса отделения пассивного элемента конструкции с учетом всех влияющих на процесс факторов и отклонений от номинальных значений параметров, составляющих банк расчетных данных.

Функциональная надежность зависит от надежности входящих в состав СР элементов,

наличия дублирования и его видов, а также от вида соединения элементов в структурные схемы надежности. Соединение может быть последовательным, параллельным или комбинированным.

Большое значение для подтверждения заданного уровня надежности и корректировки его по мере эксплуатации РКК имеют результаты, полученные при анализе телеметрических данных результатов натурных испытаний.

### Заключение

Предложенный в данной статье подход к моделированию процессов разделения крупногабаритных ракетно-космических блоков и проектированию исполнительных элементов систем разделения может служить базой для решения целого ряда конкретных инженерных задач: определения облика системы разделения, выбора энергетических характеристик пружинных или пневматических толкателей, твердотопливных двигателей отделения, анализа безударности относительного движения разделившихся блоков, расчета нагрузок в узлах крепления блоков и т.д. Структура динамической модели и универсальный характер кинематических связей позволяют анализировать широкий круг существующих и перспективных схем разделения, как в штатных, так и в аварийных ситуациях. Приведенные сведения по наземной экспериментальной отработке содержат практические рекомендации, необходимые для определения состава и характеристик комплексных стендов для моделирования процессов разделения.

### Список литературы

1. Колесников К.С., Кокушкин В.В., Борзых С.В., Панкова Н.В. Расчет и проектирование систем разделения ступеней ракет. Красноярск: Изд-во Сибирского аэрокосмического университета им. М.Ф. Решетнева, 2011. 2. Аншаков Г.П., Асланов В.С., Балакин В.А., Круглов Г.Е. и др. Динамические процессы в ракетно-космических системах // Вестник СГАУ. 2003. № 1. С. 7–22.

3. *Ефанов В.В., Тимофеев В.Н.* Новые пиромеханические системы и устройства разделения конструкции прецизионных космических аппаратов // Полет. 2003. № 2. С. 44–48.

4. Ефанов В.В., Королева Т.В. Создание пиромеханических систем разделения крупногабаритных конструкций космических аппаратов // Космонавтика и ракетостроение. 2001. Вып. 24. С. 101–107.

5. Перминов М.Д., Панкова Н.В., Борзых С.В., Николаев А.В. Проблемы динамики процессов разделения элементов ракетно-космических систем / Труды 5-й Международной конференции по проблемам колебаний. М.: ИМАШ имени А.А. Благонравова РАН, 2001. С. 22–23.

6. Борзых С.В., Кокушкин В.В., Николаев А.В. Метод расчета динамики отделения отработавших элементов ракет // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. 2001. № 4. С. 7–12.

7. *Круглов Г.Е.* Аналитическое проектирование механических систем. Самара: Изд-во СГАУ им. Королева, 2001.

8. Перминов М.Д., Панкова Н.В., Борзых С.В., Николаев А.В. Пространственное движение отработавших ступеней при их отделении от ракеты-носителя // Известия РАН. Проблемы машиностроения и надежности машин. 2002. № 2. С. 9–15.

9. Кокушкин В.В., Петров Н.К., Борзых С.В., Николаев А.В., Панкова Н.В. Исследование влияния упругих свойств воздушно-космического самолета и последней ступени ракеты-носителя на процесс их разделения // Авиакосмическая техника и технология. 2003. № 1. С. 33–39.

10. *Леутин А.П.* Методы моделирования процессов разделения ступеней авиакосмических систем // Авиакосмическая техника и технология. 2002. № 2. С. 26–33.

Статья поступила в редакцию 26.12.2012 г.

УДК 629.78.05:521.322:621.452

# ОДНОВРЕМЕННОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЦЕНТРА МАСС И ВОКРУГ ЦЕНТРА МАСС ПРИ МАНЕВРАХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ И ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТАХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2013 г. Платонов В.Н.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королева» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королев, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru* 

Разработаны алгоритмы управления накопленным кинетическим моментом инерционных исполнительных органов космических аппаратов (КА) при проведении маневров с использованием электрореактивных двигателей, расположенных по схеме, обеспечивающей одновременное создание сил и управляющих моментов относительно центра масс КА. Приведены результаты летно-конструкторских испытаний геостационарного КА «Ямал-202» и математического моделирования маневров перспективного КА на высокоэллиптической орбите.

**Ключевые слова:** маневр, электрореактивные двигатели, инерционные исполнительные органы.

# SIMULTANEOUS CONTROL OF CENTRE OF MASS AND AROUND CENTRE OF MASS MOTION DURING SC MANEUVERS PERFORMANCE ON GEOSYNCHRONOUS AND HIGH ELLIPTIC ORBITS USING ELECTRIC ROCKET ENGINES

Platonov V.N.

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

Developed are spacecraft (SC) inertial actuator angular momentum control algorithms in performance of in-orbit maneuvers using electric rocket engines arranged according to configuration which enables to simultaneously develop forces and control moments relative to SC centre of mass. Presented are the results of geosynchronous SC Yamal-202 flight-design tests, as well as mathematical modeling of high-elliptic orbit-based advanced SC maneuvers. **Key words:** maneuver, electric rocket engines, inertial actuators.



ПЛАТОНОВ В.Н.

ПЛАТОНОВ Валерий Николаевич — начальник отдела – заместитель начальника отделения РКК «Энергия», дтн, e-mail: valery.platonov@rsce.ru

PLATONOV Valery Nikolayevich – the Head of Department – Deputy Head of Division at RSC Energia, Doctor of Science (Engineering)

### Введение

В системах управления движением (СУД) современных космических аппаратов (КА) для проведения маневров широко используются электрореактивные двигатели (ЭРД). Удельный импульс тяги ЭРД в несколько раз превышает аналогичный показатель жидкостных реактивных двигателей. Поэтому использование ЭРД позволяет значительно сократить расход топлива на проведение коррекций орбиты.

ЭРД, используемые в современных отечественных СУД, имеют тягу 0,04 или 0,085 Н. При этом они ограничены по количеству включений (2 500...5 000) и ресурсу работы (2 000...2 500 ч).

Для автоматических КА коррекции орбиты проводятся как в трансверсальном, так и боковом направлениях. Для обеспечения коррекций орбиты в данных направлениях необходимо не менее четырех ЭРД. С учетом ограничений по ресурсу работы, количеству включений, резервированию и обеспечению работы КА в течение 10...18 лет количество ЭРД в системе управления движением КА должно быть увеличено до восьми. Далее в тексте вместо ЭРД используется название тяговый модуль (TM).

В СУД автоматических КА, разрабатываемых в РКК «Энергия», на геостационарной и высокоэллиптической орбитах (ВЭО) используется система, в составе которой восемь двигателей ТМ, при этом каждый модуль создает управляющий момент вокруг центра масс. Переключением отдельных ТМ в процессе коррекции орбиты можно обеспечить решение следующих задач:

• исключение расхода топлива на стабилизацию при коррекциях орбиты с использованием ТМ и системы маховиков за счет одновременного управления движением центра масс и вокруг него;

• сокращение расхода топлива на разгрузку накопленного кинетического момента маховиков между коррекциями орбиты за счет частичного или полного сброса вышеуказанного момента во время проведения коррекций орбиты.

# Управление кинетическим моментом при маневрах спутников связи серии «Ямал»

При маневрах геостационарных спутников связи «Ямал» используется система из восьми ТМ с номинальной тягой каждого модуля 0,04 Н. Для управления ориентацией применяются инерционные исполнительные органы (ИИО): четыре маховика с кинетическим моментом 18 Н·м·с каждый. Оси вращения трех маховиков параллельны связанным осям КА, а находящегося в холодном резерве четвертого — параллельна биссектрисе трехгранного угла, образованного связанными осями. В случае штатной работы маховиков область вариации кинетического момента ИИО, обозначаемая через *S*, имеет форму куба.

Из-за ограничений по энергопотреблению во время штатной работы КА возможна одновременная работа только одного ТМ.

Для пояснения схемы расположения TM введем следующие системы координат с началом в центре масс КА:

• орбитальную систему координат (ОСК)  $0X_0Y_0Z_0$  (ось  $0X_0$  направлена от центра масс КА к центру Земли,  $0Z_0$  противоположна вектору орбитальной угловой скорости КА, ось  $0Y_0$  находится в плоскости орбиты и образует острый угол с направлением вектора линейной скорости КА);

• связанную систему координат 0*XYZ*, направления осей которой определены в конструкторской документации КА.

При поддержании орбитальной ориентации оси связанной системы координат 0XYZ совпадают с соответствующими осями ОСК  $0X_0Y_0Z_0$ .

Восемь ТМ поровну распределены на два пояса, которые находятся в плоскостях, параллельных плоскости 0YZ, и расположены по разные стороны от центра масс (схема размещения ТМ представлена на рис. 1). Расстояние между поясами, равное 0,16 м, позволяет создать управляющие моменты каждым ТМ вокруг осей 0Y, 0Z с учетом смещения центра масс при полете КА из-за выработки топлива и перекосов в направлениях векторов тяг ТМ. Плечи тяг ТМ относительно оси 0X равны 0,3 м.

Тяговые модули расположены на ребрах КА (для исключения влияния струй двигателей на приемопередающие антенны и панели солнечных батарей), векторы тяг — под углом 42,5° к оси 0*Z*. Векторы тяг имеют большую проекцию на ось 0*Z*, чем на 0*Y*, поскольку частота проведения коррекций орбиты по наклонению (по оси 0*Z*) выше, чем по трансверсали (по оси 0*Y*).



Рис. 1. Схема размещения восьми ТМ

В таблице приведены номинальные значения сил и моментов каждого из восьми ТМ для КА на геостационарной орбите.

Силы и моменты ТМ КА серии «Ямал»:  $P_1 = 0,0265$  H;  $P_2 = 0,0289$  H;  $M_1 = 0,01183$  H·м;  $M_2 = 0,00237$  H·м;  $M_3 = 0,00217$  H·м

Тяговый модуль	$F_{y}$	Fz	M <sub>X</sub>	M <sub>y</sub>	M <sub>z</sub>
TM1	$P_1$	$P_2$	$-M_1$	$-M_2$	$M_{3}$
TM2	$P_1$	$P_2$	$-M_1$	$M_{2}$	$-M_3$
TM3	$-P_{1}$	$P_2$	$M_1$	$-M_2$	$-M_{3}$
TM4	$-P_{1}$	$P_2$	$M_1$	$M_2$	$M_{3}$
TM5	$-P_{1}$	$-P_{2}$	$-M_1$	$M_2$	$-M_3$
TM6	$-P_{1}$	$-P_{2}$	$-M_1$	$-M_2$	$M_{3}$
TM7	$P_1$	$-P_{2}$	$M_{1}$	$M_{2}$	$M_{3}$
TM8	$P_1$	$-P_{2}$	$M_1$	$-M_2$	$-M_3$

*Примечание:*  $P_1, P_2$  — модули проекции тяги на оси 0Y и 0Z соответственно;  $F_Z, F_Y, M_X, M_Y, M_Z$  — номинальные величины сил и моментов, создаваемых каждым ТМ соответственно.

Из данных, приведенных в таблице, следует, что двигатели ТМ1 и ТМ6, а также ТМ2 и ТМ5, ТМ3 и ТМ8, ТМ4 и ТМ7 создают одинаковые моменты и противоположно направленные силы. Таким образом, при включении последовательно двигателей ТМ1 и ТМ6 (ТМ2 и ТМ5, ТМ3 и ТМ8, ТМ4 и ТМ7) на равные промежутки времени создается чистый момент. Данная особенность схемы установки ТМ используется при расчетах их включений.

# Принципы одновременного управления движением центра масс и вокруг него

Рассмотрим основные принципы одновременного управления движением центра масс и вокруг него. Пусть требуется коррекция орбиты преимущественно по наклонению с выдачей положительного приращения скорости по оси 0Z. В этом случае коррекция орбиты осуществляется с помощью двигателей ТМ1–ТМ4. Пусть все двигатели создают номинальные и одинаковые силы и моменты. Допустим также, что коррекция проводится относительно инерциальной системы координат (ИСК) и связанные оси КА при маневре совпадают с осями ИСК. Тогда справедливы следующие уравнения:

$$\begin{split} F_{Z}\left(\Delta t_{1} + \Delta t_{2} + \Delta t_{3} + \Delta t_{4}\right) &= m\Delta V_{Z}, \\ F_{Y}\left(\Delta t_{1} + \Delta t_{2} - \Delta t_{3} - \Delta t_{4}\right) &= m\Delta V_{Y}, \\ M_{X}\left(\Delta t_{1} + \Delta t_{2} - \Delta t_{3} - \Delta t_{4}\right) &= \Delta H_{X}, \\ M_{Y}\left(-\Delta t_{1} + \Delta t_{2} - \Delta t_{3} + \Delta t_{4}\right) &= \Delta H_{Y}, \\ M_{Z}\left(\Delta t_{1} - \Delta t_{2} - \Delta t_{3} + \Delta t_{4}\right) &= \Delta H_{Z}, \end{split}$$
(1)

где  $\Delta t_1$ ,  $\Delta t_2$ ,  $\Delta t_3$ ,  $\Delta t_4$  — длительности включения TM;  $\Delta V_Z$ ,  $\Delta V_Y$  — требуемые приращения скоростей в боковом и трансверсальном направлениях;  $\Delta H_X$ ,  $\Delta H_Y$ ,  $\Delta H_Z$  — требуемый сброс накопленного кинетического момента ИИО при проведении коррекции орбиты по осям; m — масса KA.

При коррекции орбиты только по наклонению приращение по трансверсали  $\Delta V_y = 0$ . Из сравнения второго и третьего уравнений (1) следует, что кинетический момент  $\Delta H_x$  не может быть сброшен при проведении данной коррекции орбиты. Что касается составляющих  $\Delta H_y$ ,  $\Delta H_z$ , то они могут быть сброшены, как это следует из решения системы уравнений (1).

Данный результат очевиден, поскольку в общем случае невозможно обеспечить нужное изменение пяти параметров ( $\Delta V_Z, \Delta V_Y, \Delta H_X, \Delta H_Y, \Delta H_Z$ ), используя четыре независимых переменных. Для разгрузки кинетического момента  $\Delta H_X$  необходимо включение пятого двигателя, одного из двигателей TM5–TM8. Однако включение любого из этих двигателей создает ускорение, противоположное требуемому приращению скорости КА, и, следовательно, увеличивает расход топлива на коррекцию орбиты. Уравнения (1) записаны для случая коррекции орбиты в ИСК. В действительности коррекции орбиты спутников связи серии «Ямал» осуществляются при ориентации КА в ОСК.

Запишем уравнения изменения импульса и кинетического момента КА (1) для случая маневра в ОСК. Изменение кинетического момента ИИО спроектируем в ИСК  $0x_{I}y_{I}z_{p}$  совпадающей с орбитальной в середине коррекции орбиты. За время коррекции происходит поворот ОСК относительно ИСК вокруг оси, перпендикулярной плоскости орбиты на угол  $\upsilon = \upsilon_0 + \omega_0 t$ , где  $\upsilon -$ угол тангажа; t -время, отсчитываемое от начала маневра;  $\upsilon_0$  – угол тангажа при  $t = 0; \omega_0$  — орбитальная угловая скорость. Положим также, что половина приращения угла тангажа за время работы одного  $TM \Delta t$  мала и справедливы следующие упрощения:  $\sin(\omega_0 \Delta t/2) = \omega_0 \Delta t/2$ ;  $\cos(\omega_0 \Delta t/2) = 1$ . Данные предположения справедливы, поскольку при выбранном значении  $M_v$  и заданных размерах области вариации кинетического момента ИИО значение  $\omega_0 \Delta t/2$  не превышает 6°. При маневре в ОСК первое, второе и пятое из уравнений (1) сохраняются. Третье и четвертое уравнения имеют следующий вид:

$$\sum \left[ M_{Xi} \Delta t_i \cos(\upsilon_{Si}) - M_{Yi} \Delta t_i \sin(\upsilon_{Si}) \right] = \Delta H_X,$$
  
$$\sum \left[ M_{Xi} \Delta t_i \sin(\upsilon_{Si}) + M_{Yi} \Delta t_i \cos(\upsilon_{Si}) \right] = \Delta H_Y,$$
(2)

где  $M_{_{Xi}}, M_{_{Yi}}$  — управляющие моменты, создаваемые i-м TM;  $\Delta t_i$  — продолжительность работы

*i*-го ТМ; υ<sub>si</sub> – угол тангажа, соответствующий середине времени работы *i*-го ТМ (i = 1, 2, 3, 4). При этом нулевое значение угла тангажа соответствует середине коррекции орбиты. В уравнениях (2)  $\Delta H_v$ ,  $\Delta H_v$  – требуемые сбросы накопленного кинетического момента ИИО в системе координат  $0x_{I}y_{I}z_{r}$ . Пусть проводится коррекция орбиты только по наклонению и  $\Delta V_v = 0$ . Тогда, выбирая определенную последовательность включений TM, можно, следуя первому из уравнений (2), обеспечить изменение  $\Delta H_v$  в нужном направлении. Например, для создания положительного приращения  $\Delta H_{\rm v}$  целесообразно в первой половине коррекции орбиты включать ТМ1 и ТМ3, во второй — TM2 и TM4. Таким образом при коррекции орбиты в ОСК появляется возможность изменения кинетического момента не только по осям *Y*, *Z*, но и по оси *X*.

Из уравнений (2) следует, что возможности изменения накопленного кинетического момента ИИО по оси  $0x_I$  ограничены. С другой стороны, управляющие моменты по оси X в несколько раз превышают управляющие моменты по осям Y, Z (см. таблицу). Следовательно, разгрузка накопленного кинетического момента ИИО значительно эффективнее (по расходу топлива) по оси X, чем по осям Y, Z. Поэтому при коррекциях орбиты целесообразно в первую очередь проводить сброс накопленного кинетического момента по осям Y, Z, а по оси X при необходимости он может быть выполнен в конце операции.

Таким образом, при коррекции орбиты возможно обеспечить практически полный сброс накопленного кинетического момента системы ИИО. Однако для КА «Ямал», находящегося в постоянной орбитальной ориентации, нет необходимости такого сброса до малых значений. Достаточно обеспечить вхождение суммарного кинетического момента по окончании маневра в такую область, при нахождении в которой не потребуется разгрузки кинетического момента до следующей коррекции орбиты. Кроме того, наличие значительного кинетического момента ИИО позволяет обеспечить длительное поддержание ориентации в случае отказов датчиков внешней информации и инерциальных датчиков [1].

### Алгоритм управления движением при маневрах, реализованный в СУД КА серии «Ямал»

Алгоритм расчета маневров, реализованный в СУД КА серии «Ямал», приведен в работах [2–5]. При его разработке в первую очередь решалась задача минимизации количества вклю-

чений ТМ. Разработанный алгоритм позволяет совмещать трансверсальные коррекции орбиты с коррекциями орбиты по наклонению.

В основу расчета положена следующая последовательность операций. Траектория изменения кинетического момента маховиков **H** в связанной системе координат КА при работе каждого ТМ может быть представлена в виде винтового движения. При этом ось винта у каждого ТМ своя и направлена параллельно оси 0*Z*<sub>0</sub> OCK.

Последовательность расчетов включений тяговых модулей:

1. Значения  $\Delta V_{v}$ ,  $\Delta V_{z}$  перепроектируются из ортогональной системы координат в аффинную систему, направления осей которой совпадают с направлениями сил, создаваемыми ТМ1, ТМ2 и ТМ3, ТМ4 (и противоположны соответственно направлениям сил, создаваемых ТМ5, ТМ6 и ТМ7, ТМ8). Обозначим требуемые приращения скорости по данным осям  $\Delta V_{_{12}}$  и  $\Delta V_{_{34}}$ , фактические отработанные приращения скорости —  $\Delta V_{12\phi}$  и  $\Delta V_{34\phi}$  соответственно. В зависимости от зна-ков  $\Delta V_{12}$  и  $\Delta V_{34}$  определяется четверка TM, расположенная с одной стороны КА, которая должна обеспечить заданные приращения скорости. Не уменьшая общности изложения, предположим для наглядности, что выбраны TM1-TM4.

2. На каждом шаге расчетов выбор TM осуществляется по критерию

$$\min(\mathbf{e}_{\mathrm{H}}^{*} \times \mathbf{e}_{\mathrm{TM}K}), \qquad (3)$$

где  $\mathbf{e}_{\mathrm{H}}$  и  $\mathbf{e}_{\mathrm{TMK}}$  — единичный вектор суммарного кинетического момента системы ИИО и единичный вектор момента ТМ с номером *K* соответственно;  $\mathbf{e}_{\mathrm{H}}^{*}$  — значение единичного вектора кинетического момента маховиков, полученное после предыдущего включения тягового модуля.

Путем аналитических расчетов вычисляется пересечение винтовой траектории **H** с границей области вариации кинетического момента  $S^+$ , подобной области S и уменьшенной на 10%. Два последних включения TM рассчитываются таким образом, чтобы ввести траекторию **H** в цилиндр с высотой, параллельной оси 0Z, и размерами по всем осям, составляющими 79% размеров области вариации кинетического момента S.

3. Расчет траектории кинетического момента **H** продолжается до тех пор, пока не выполняются одновременно условия

$$\Delta V_1 = \left| \Delta V_{12\varphi} \right| - \left| \Delta V_{12} \right| \ge 0,$$
  
$$\Delta V_2 = \left| \Delta V_{34\varphi} \right| - \left| \Delta V_{34} \right| \ge 0.$$

При этом возможны следующие варианты окончания расчета:

а)  $\Delta V_1 = 0; \Delta V_2 = 0.$  В этом случае импульс отрабатывается с использованием только четверки TM 1–TM4;

б)  $\Delta V_1 = 0; \Delta V_2 = \Delta_2 > 0, здесь \Delta_2$  — переработка импульса по направлению  $|\Delta V_{34}|$ . Тогда последние включения двигателей ТМЗ, ТМ4, создающие приращение импульса, равное  $\Delta_2/2$ , заменяются (полностью или частично) включениями двигателей ТМ8, ТМ7, имеющими, как было отмечено выше, такие же значения моментов и противоположно направленные силы. Таким образом устраняется переработка заданного приращения импульса;

в)  $\Delta V_1 = \Delta_1 > 0; \Delta V_2 = 0, здесь \Delta_1 - перера$  $ботка импульса по направлению <math>|\Delta V_{12}|$ . В этом случае последние включения двигателей ТМ1, TM2, создающие приращение импульса, равное  $\Delta_1/2$ , заменяются (полностью или частично) включениями двигателей TM6, TM5, имеющими такие же значения моментов и противоположно направленные силы.

В случаях б) и в) для отработки импульса используются пять или шесть TM.

Представленный алгоритм успешно используется в системах управления движением спутников серии «Ямал» более 12 лет. На рис. 2 показано изменение суммарного кинетического момента ИИО и корпуса КА при маневре по наклонению КА «Ямал-202» 8 октября 2012 года. Требуемое приращение скорости  $\Delta V_z = 0,247$  м/с, коррекция проводилась последовательными включениями ТМ2, ТМ4, ТМ1, ТМ3, ТМ2 и ТМ3, ее продолжительность составила 3 ч 18 мин 19 с.



**Рис. 2. Графики изменения суммарного кинетического момента корпуса КА и системы ИНО при маневре по наклонению:** *а, б, в – по осям X, Y, Z соответственно* 

### Управление кинетическим моментом КА на ВЭО

Для управления движением центра масс КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) на ВЭО применяются восемь ТМ тягой 0,085 Н каждый. Векторы тяг двигателей параллельны плоскости 0yz КА. Тяга каждого двигателя имеет одинаковые по модулю проекции на оси 0y и 0z. Любой из двигателей создает момент относительно центра масс КА. Силы и моменты, создаваемые каждым из восьми двигателей тягой 0,085 H, при отсутствии перекосов векторов тяг относительно номинальных значений, соответствуют приведенным в таблице при следующих значениях сил и моментов:  $P_1 = 0,0586$  H;  $P_2 = 0,0586$  H;  $M_1 = -0,01244$  H·м;  $M_2 = 0,00586$  H·м.

Из-за ограничений энергопотребления в каждый момент времени возможна работа толь-ко одного ТМ.

Существуют два типа коррекции орбиты, каждый из которых включает, как правило, по два корректирующих импульса на витке. В первом случае коррекции орбиты проводятся в апогее и перигее, во втором — две симметричные коррекции в окрестностях точек пересечения орбиты с малой полуосью на нисходящей и восходящей частях орбиты. Управление движением вокруг центра масс при коррекциях осуществляется системой ИИО, в составе которой четыре маховика с кинетическим моментом 18 Н.м.с каждый. Оси вращения маховиков перпендикулярны разным непараллельным граням октаэдра. В первом приближении область вариации кинетического момента системы ИИО представляет собой шар радиусом 30 Н м.с.

К коррекциям на ВЭО предъявляются жесткие требования в части продолжительности: она не должна отличаться от расчетной более чем на несколько минут. Данное обстоятельство не позволяет включать двигатели, создающие силу, противоположную по знаку требуемому приращению скорости КА. Поэтому для КА на ВЭО невозможно использование алгоритмов, разработанных для СУД КА серии «Ямал».

Виток состоит из двух частей примерно одинаковой продолжительности: рабочей в окрестности апогея, на которой включается целевая аппаратура, и дежурной, когда проводится гравитационная разгрузка накопленного кинетического момента ИИО и обеспечивается максимальное поступление электроэнергии с солнечных батарей. Коррекции орбиты с использованием ТМ могут осуществляться как на дежурной, так и на рабочей частях орбиты. На витке КА с использованием системы ИИО совершает угловые маневры для переходов из ориентации, требуемой для гравитационной разгрузки, к ориентации, необходимой на рабочем участке. Перед коррекшией орбиты на дежурном участке КА также должен переориентироваться из ориентации, требуемой для гравитационной разгрузки, в ориентацию, определенную для коррекции орбиты. Для реализации угловых маневров накопленный суммарный кинетический момент должен в общем случае находиться внутри шара радиусом, не превышающим 15 Н.м.с. Соответственно, начальные условия по накопленному кинетическому моменту на момент начала коррекций орбиты находятся, как правило, в пределах 15 Н м.с.

# Алгоритм расчета включений ТМ при маневрах в апогее

Длительность коррекции орбиты в районе апогея составляет примерно три часа. Пусть, например, требуется провести коррекцию орбиты с приращением скорости  $\Delta V_{Y}$  при ориентации КА в ОСК. В этом случае она осуществляется включением двигателей ТМ1, ТМ2, ТМ7 и ТМ8.

Запишем уравнения изменений импульса и кинетического момента КА для случая маневра в ОСК. Изменение кинетического момента ИИО спроектируем в ИСК  $0x_iy_iz_i$ , совпадающей с орбитальной в середине коррекции орбиты. Получим следующую систему уравнений:

$$\begin{aligned} a_{1} \Delta t_{1} + a_{2} \Delta t_{2} + a_{7} \Delta t_{7} + a_{8} \Delta t_{8} &= \Delta V_{Y}, \\ a_{1} \Delta t_{1} + a_{2} \Delta t_{2} - a_{7} \Delta t_{7} - a_{8} \Delta t_{8} &= 0, \\ M_{X1} \Delta t_{1} + M_{X2} \Delta t_{2} - M_{X7} \Delta t_{7} - \\ - M_{X8} \Delta t_{8} &= \Delta H_{X} + \Delta H_{XOR}, \end{aligned}$$
(4)  
$$-M_{Y1} \Delta t_{1} + M_{Y2} \Delta t_{2} + M_{Y7} \Delta t_{7} - \\ - M_{Y8} \Delta t_{8} &= \Delta H_{Y} + \Delta H_{YOR}, \\ M_{Z1} \Delta t_{1} - M_{Z2} \Delta t_{2} + M_{Z7} \Delta t_{7} - \\ - M_{Z8} \Delta t_{8} &= \Delta H_{Z}, \end{aligned}$$

где  $a_1, a_2, a_7, a_8$  — ускорения при работе ТМ1, ТМ2, ТМ7 и ТМ8 соответственно;  $\Delta H_X, \Delta H_Y$ ,  $\Delta H_Z$  — требуемые изменения накопленного кинетического момента в ИСК  $0x_Iy_Iz_I; \Delta t_1, \Delta t_2, \Delta t_7$ ,  $\Delta t_8$  — продолжительности включений соответственно ТМ1, ТМ2, ТМ7 и ТМ8;  $M_{Xi}, M_{Yi}, M_{Zi}$ (i = 1, 2, 7, 8) — модули проекций управляющего момента ТМ на оси связанной системы координат;  $\Delta H_{XOR}, \Delta H_{YOR}$  — дополнительные изменения кинетического момента по осям  $0x_p$ ,  $0y_1$  при реализации маневра в ОСК по сравнению с вариантом реализации маневра в системе координат  $0x_1y_1z_p$ . Переменные  $\Delta H_{XOR}$ ,  $\Delta H_{YOR}$  описываются следующими уравнениями:

$$\Delta H_{XOR} = M_{Y1} \upsilon_{S1} \Delta t_1 - M_{Y2} \upsilon_{S2} \Delta t_2 - - M_{Y7} \upsilon_{S7} \Delta t_7 + M_{Y8} \upsilon_{S8} \Delta t_8,$$

$$\Delta H_{YOR} = -M_{X1} \upsilon_{S1} \Delta t_1 - M_{X2} \upsilon_{S2} \Delta t_2 + + M_{X7} \upsilon_{S7} \Delta t_7 + M_{X8} \upsilon_{S8} \Delta t_8,$$
(5)

где  $\upsilon_{S1}$ ,  $\upsilon_{S2}$ ,  $\upsilon_{S7}$ ,  $\upsilon_{S8}$  — углы тангажа, соответствующие серединам времени работы ТМ1, ТМ2, ТМ7 и ТМ8. При коррекции орбиты в апогее угол тангажа не превышает по модулю 11,5° и изменяется от положительного значения в начале коррекции к отрицательному — в конце операции. Уравнения (4), (5) записаны в предположении малости угла тангажа при маневре и малости приращений угла тангажа за время работы каждого ТМ. Уравнения (5) записаны для случая, когда каждый из ТМ включается один раз. В общем случае возможны неоднократные включения каждого тягового модуля.

При расчете маневра в апогее помимо выдачи импульса должна решаться задача полного сброса накопленного кинетического момента по осям  $0y_p$ ,  $0z_1$  и его уменьшения (не увеличения) по оси  $0x_p$  Для этого есть различные способы. Например, на основе минимизации функции  $\Sigma H_{ki}^2$ , где  $H_{ki}$  (i = 1, 2, 7, 8) модули векторов кинетических моментов ИИО по окончании каждого включения ТМ. При этом осуществляется перебор последовательностей ТМ при реализации маневра. Такой способ решения задачи минимизирует количество включений тяговых модулей.

С практической точки зрения эффективен следующий способ расчета включений ТМ. Расчет коррекции орбиты в апогее проводится в два этапа в следующей последовательности: решая систему из первого, второго, четвертого и пятого уравнений выражения (4) для случая коррекции орбиты в ИСК (т.е. при углах тангажа, равных нулю), определяются расчетные длительности включения каждого из ТМ1, ТМ2, ТМ7 и ТМ8. По критерию (3) выбирается первый включаемый модуль.

Затем для выбранного ТМ рассчитывается максимально возможная длительность его работы, т.е. определяется момент пересечения траектории, задаваемой вектором момента данного ТМ, со сферой, ограничивающей область вариации кинетического момента. Длительность включения выбранного ТМ определяется следующим образом: если расчетная длительность не превышает максимально возможную, то длительность включения равна расчетной длительности работы данного ТМ, иначе длительность включения равна максимально возможной. В последнем случае требуется, по крайней мере, еще одно включение данного ТМ.

Далее рассчитываются второе и последующие включения до тех пор, пока все расчетные длительности включений ТМ не будут реализованы. Таким образом, определяется последовательность включаемых ТМ, длительности каждого включения и фактический кинетический момент ИИО на момент окончания коррекции орбиты. Определяется разность фактического и требуемого значений кинетического момента по оси  $0y_I$  на момент окончания операции (т.е. определяется  $\Delta H_{yOR}$ ). К значению  $\Delta H_Y$  прибавляется найденная разность.

Затем проводится второй (окончательный) расчет включений ТМ, компенсирующий ошибку разгрузки по оси 0*y*<sub>r</sub>.

В таком расчете управление кинетическим моментом по оси  $0x_{7}$  не проводится. Поэтому возможно некоторое увеличение (уменьшение) данного момента по окончании коррекции. Если на момент начала коррекции орбиты кинетический момент по оси 0х, существенен (более 30% от радиуса шара, вписанного в область вариации кинетического момента ИИО), то для предотвращения увеличения кинетического момента по оси 0х, при выборе первого включаемого ТМ наряду с критерием (3) вводится дополнительный показатель: выбирается (если это возможно) такой ТМ, проекция момента которого по оси 0У имеет знак, противоположный знаку накопленного кинетического момента ИИО по оси  $0x_r$ . Целесообразность такого критерия следует из первого уравнения (5).

Таким образом, при коррекции орбиты может обеспечиваться полный сброс кинетического момента по осям *Y*, *Z*. Также обеспечивается, по возможности, уменьшение кинетического момента по оси *X*.

Заметим также, что на любом участке орбиты, если накопленный кинетический момент превышает по модулю 50% от радиуса шара, вписанного в область вариации, то проводится автоматическая разгрузка кинетического момента с использованием тяговых модулей.

На рис. З приведены изменения кинетического момента системы ИИО при коррекции орбиты в апогее, полученные по результатам моделирования. Параметры коррекции орбиты:  $\Delta V_{y} = 0,26$  м/с, продолжительность коррекции — 11 104 с, последовательно включались TM8, TM2, TM7, TM1, TM8.



Рис. 3. Изменения суммарного кинетического момента ИИО при коррекции орбиты в апогее

# Алгоритм расчета включений ТМ при маневрах в перигее

При проведении коррекций орбиты в перигее КА также ориентируется по связанным осям, параллельным осям ОСК. Однако орбитальная угловая скорость КА по нормали к плоскости орбиты в перигее в 40-60 раз больше, чем в апогее. При этом приращение угла тангажа за время работы одного ТМ не является малым, а может составлять десятки градусов. Поэтому алгоритм, разработанный для расчета коррекции в апогее, не может быть использован.

Коррекции орбиты в перигее продолжаются до 30-40 мин, импульс направлен по трансверсали. Разработан алгоритм расчета включений ТМ для коррекций орбиты в перигее, состоящий из включений двух ТМ продолжительностью 15-20 мин каждое.

Без ограничения общности рассмотрим случай, когда связанные оси совпадают с осями ОСК. Пусть необходимо выдать импульс по направлению оси  $0Y_0$ , который можно получить включениями двигателей из следующей четверки: ТМ1, ТМ2, ТМ7 и ТМ8. Заметим, что поскольку двигатели расположены косо относительно осей связанной системы коор-

динат, то минимальное количество включений ТМ для выдачи импульса равно двум. При этом выбранные два ТМ должны иметь противоположные по знаку проекции силы по оси 0*Z*.

При расчете маневра осуществляется перебор восьми вариантов последовательностей включений пар тяговых модулей: ТМ1-ТМ7 (первым включается ТМ1, вторым ТМ7), ТМ1-ТМ8, ТМ2-ТМ7, ТМ2-ТМ8, TM7-TM1, TM7-TM2, TM8-TM1, TM8-TM2. Из возможных вариантов, при которых траектория Н не выходит за пределы области вариации кинетического момента S, выбирается вариант с наименьшим значением суммарного кинетического момента корпуса КА и системы ИИО на момент окончания маневра. Как показывают результаты моделирования, всегда существует последовательность включения двух ТМ, которая не приводит к увеличению суммарного кинетического момента.

### Алгоритм расчета маневров в окрестности точек пересечения орбиты с ее малой полуосью

В окрестности точек пересечения орбиты с ее малой полуосью длительность коррекции орбиты составляет порядка одного часа и осуществляется четырьмя включениями, в общем случае разных ТМ, в среднем по 15 мин. При такой продолжительности включения ТМ изменение кинетического момента не превышает 30% области вариации, поэтому появляется возможность выбора вариантов последовательностей включений ТМ.

Суммарный корректирующий импульс при проведении каждой из коррекций (на нисходящей и восходящей ветвях орбиты) выдается по направлению бинормали. Коррекции реализуются поочередными включениями двигателей, имеющих равные проекции векторов тяг на плоскость орбиты и перпендикулярно ей. Из-за проекций тяг на плоскость орбиты и ее эллиптичности возможно изменение и других орбитальных параметров (кроме наклонения) по результатам коррекций орбиты, в частности ее периода. Для исключения изменения периода орбиты необходимо выполнение следующего условия (при ориентации космического аппарата относительно ОСК в процессе коррекции орбиты)

$$\sum a_{it} \Delta E_i = 0, \tag{6}$$

где  $a_{ii}$  — тангенциальное ускорение при включении *i*-го TM;  $\Delta E_i$  — приращение угла эксцентрической аномалии за время работы *i*-го TM.

Угол эксцентрической аномалии связан со временем *t* движения по орбите, отсчитываемым от точки перигея, следующим уравнением:

$$t = \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \left[ E - e\sin(E) \right],\tag{7}$$

где *а* — большая полуось; µ — гравитационная постоянная Земли; *е* — эксцентриситет орбиты.

Полагая приращение угла эксцентрической аномалии за время включения отдельного ТМ малым, получим

$$\Delta t = \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \Delta E \left[ 1 - e \cos(E_0) \right], \qquad (8)$$

где  $\Delta t$  — продолжительность работы TM;  $E_0$  — угол эксцентрической аномалии, соответствующий середине участка работы TM.

Изменение периода орбиты  $\Delta T$  по окончании работы *i*-го TM составит

$$\Delta T = \left(6T \frac{a^2}{\mu}\right) a_{ii} \Delta E_i \sqrt{1 - e^2}, \qquad (9)$$

где *Т* — период орбиты.

Суммарное изменение периода орбиты  $\Delta T_{\Sigma}$  после включения четырех ТМ можно записать

$$\Delta T_{\Sigma} = b \sum a_{it} \Delta E_i, \tag{10}$$

где

$$b = \left(6T \frac{a^2}{\mu}\right)\sqrt{1-e^2}.$$

Без ограничения общности будем полагать, что для коррекции наклонения используются двигатели ТМ1–ТМ4. При этом тяговые модули из пары ТМ1, ТМ2 создают тангенциальное ускорение одного знака, а из пары ТМ3, ТМ4 другого.

Изменение угла эксцентрической аномалии на 15-минутных интервалах операции составляют для восходящей коррекции орбиты: 0,191; 0,165; 0,145; 0,132 рад. Для нисходящей коррекции орбиты данные интервалы составляют те же значения в обратной последовательности. Анализ уравнений и изменения угла эксцентрической аномалии за время коррекции орбиты показывает, что для выполнения условия (6) целесообразно, чтобы в начале и в конце коррекции работали ТМ из одной пары, а в середине — из другой. В этом случае изменение периода орбиты не превышает допустимого значения.

Пусть в начальный момент времени коррекции кинетический момент системы ИИО равен  $\mathbf{H}_0$  и в процессе коррекции орбиты требуется изменить скорость КА по оси  $0Z_0$  на  $\Delta V_z$ .

Используется следующий алгоритм расчета коррекции орбиты. Запишем в первом приближении приращения кинетического момента по осям  $0y_p$ ,  $0z_1$  ИСК, совпадающей с орбитальной в середине коррекции орбиты, и изменения приращений скорости КА

$$a_{1}\Delta t_{1} + a_{2}\Delta t_{2} + a_{3}\Delta t_{3} + a_{4}\Delta t_{4} = \Delta V_{Z},$$

$$a_{1}\Delta t_{1} + a_{2}\Delta t_{2} - a_{3}\Delta t_{3} - a_{4}\Delta t_{4} = 0,$$

$$-M_{1Y}\Delta t_{1} + M_{2Y}\Delta t_{2} - M_{3Y}\Delta t_{3} + M_{4Y}\Delta t_{4} = \Delta H_{Y},$$

$$M_{1Z}\Delta t_{1} - M_{2Z}\Delta t_{2} - M_{3Z}\Delta t_{3} + M_{4Z}\Delta t_{4} = \Delta H_{Z},$$
(11)

где  $a_i$  — ускорение КА при работе *i*-го ТМ (*i* = 1, 2, 3, 4);  $M_{iy}$ ,  $M_{iZ}$  — модули проекций управляющих моментов при работе *i*-го ТМ на связанные оси 0*Y*, 0*Z* соответственно;  $\Delta H_y$ ,  $\Delta H_Z$  — требуемые изменения кинетического момента системы ИИО в процессе коррекции орбиты в ИСК 0 $x_i y_i z_r$ .

По сравнению с уравнениями (4) в выражениях (11) отсутствует в правой части третьего уравнения составляющая  $\Delta H_{YOR}$ . Это связано с тем, что при выборе последовательности включений ТМ, согласно которой в начале и в конце коррекции орбиты включаются двигатели из одной пары, значение  $\Delta H_{YOR}$  близко к нулю.

По формулам (11) определяются продолжительности работы TM1-TM4. При этом требуемые изменения кинетического момента системы ИИО по осям  $0y_p$ ,  $0z_l$  ограничиваются значениями, составляющими 10% от размера шара, вписанного в область *S*. Для сброса положительного кинетического момента по оси  $0x_p$ , как это следует из уравнений (2), в первой половине коррекции необходимо включать TM1 и TM4 соответственно, для сброса отрицательного кинетического момента по оси  $0x_l$  необходимо в первой половине коррекции включать TM2 и TM3.

Всего возможно восемь вариантов последовательностей включений TM: ТМ1-ТМ3-ТМ4-ТМ2 (первым включается ТМ1, вторым ТМ3, третьим ТМ4, четвертым TM2), TM1-TM4-TM3-TM2, TM2-TM3-TM4-TM1, TM2-TM4-TM3-TM1, TM3-TM1-TM2-TM4, TM3-TM2-TM1-TM4, TM4-TM1-TM2-TM3, TM4-TM2-TM1-TM3. Из возможных вариантов, при которых траектория Н не выходит за пределы области вариации кинетического момента S, выбирается вариант с наименьшим значением суммарного кинетического момента корпуса КА и системы ИИО на момент окончания маневра.

### Заключение

Разработаны алгоритмы управления накопленным кинетическим моментом инерциальными исполнительными органами космического аппарата при проведении маневров с использованием тяговых модулей, расположенных по схеме, обеспечивающей одновременное создание сил и управляющих моментов относительно центра масс КА.

Для КА серии «Ямал» созданы алгоритмы, обеспечивающие эффективное одновременное управление движением центра масс и вокруг него, а также минимизирующие количество включений тяговых модулей.

Как показал 12-летний опыт эксплуатации космических аппаратов серии «Ямал», применение разработанных алгоритмов привело к исключению расхода топлива на разгрузку накопленного кинетического момента инерциальными исполнительными органами на участках полета между коррекциями орбиты.

Для системы управления движением разрабатываемого в настоящее время КА дистанционного зондирования Земли на высокоэллиптической орбите созданы три разных алгоритма расчета включений тяговых модулей: в апогее, перигее и окрестностях точек пересечения орбиты с ее малой полуосью. Использование данных алгоритмов обеспечивает решение задач, поставленных перед системой управления движением КА дистанционного зондирования Земли.

Приводятся результаты летно-конструкторских испытаний и математического моделирования маневров космического аппарата на геостационарной и высокоэллиптической орбитах, которые свидетельствуют об эффективности разработанных алгоритмов.

### Список литературы

1. Платонов В.Н. О возможности длительного поддержания ориентации геостационарного спутника без использования датчиков внешней информации и инерциальных датчиков // Космические исследования. 2009. Т. 47. № 3. С. 263–270.

2. Кульба В.В., Микрин Е.А., Павлов Б.В., Платонов В.Н. Теоретические основы проектирования информационно-управляющих систем космических аппаратов. М.: Наука, 2006.

3. Платонов В.Н. Управление кинетическим моментом при проведении маневров КА «Ямал-100» с использованием электрореактивных двигателей: Сб. статей / Труды РКТ. Сер. XII. Вып. 1. Королев: РКК «Энергия», 2002. С. 92–97.

4. Патент RU 2112716 C1. МКИ В 64 G 1/26, 1/28. Российская Федерация. Способ управления космическим аппаратом с помощью реактивных исполнительных органов и система для его реализации. Бранец В.Н., Ковтун В.С., Платонов В.Н., Шестаков А.В.; заявитель и патентообладатель – ОАО «РКК «Энергия»; заявка 97107878/28; приоритет от 13.05.1997 // Изобретения. 1998. № 16. 5. Патент RU 2124461 C1. МКИ В 64

G 1/26, 1/24, 1/40. Российская Федерация. Способ управления космическим аппаратом, снабженным реактивными двигателями с направленными под углом к осям связанного базиса и смещенными относительно центра масс аппарата линиями действия тяг, система для реализации способа, блок реактивных двигателей системы. Бранец В.Н., Земсков Е.Ф., Ковтун В.С., Платонов В.Н., Шестаков А.В.; заявитель и патентообладатель - ОАО «РКК «Энергия»; заявка 97118643/28; приоритет от 12.11.1997. // Изобретения. 1999. № 1. Статья поступила в редакцию 25.12.2012 г.

УДК 629.78.048:389.6(100)

# РАЗРАБОТКА МЕЖДУНАРОДНОГО СТАНДАРТА ПО СИСТЕМАМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ В КОСМИЧЕСКОМ ПОЛЕТЕ

## © 2013 г. Гузенберг А.С., Романов С.Ю., Телегин А.А., Юргин А.В.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королева» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королев, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru* 

Международной организацией по стандартизации принята разработанная российскими специалистами трехуровневая структура стандартов по интеграции человека с системами и оборудованием обеспечения жизнедеятельности (СОЖ) в космическом полете. Были подготовлены рабочие редакции трех проектов стандартов (по одному из каждого уровня). Такой подход позволяет быстро разрабатывать и согласовывать отдельные стандарты по каждому виду обеспечения жизнедеятельности человека в космическом полете. Россия, как головной разработчик этих стандартов, получает приоритет в области стандартизации СОЖ.

*Ключевые слова:* человек, космический полет, среда обитания, системы обеспечения жизнедеятельности, международные стандарты.

## DEVELOPMENT OF THE INTERNATIONAL STANDARD ON LIFE SUPPORT SYSTEMS FOR SPACEFLIGHT

Guzenberg A.S., Romanov S.Yu., Telegin A.A., Yurgin A.V.

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

The International Organization for Standardization approved a three-level standard structure developed by Russian specialists on human integration with the life support (LSS) systems and equipment in a spaceflight, and prepared working revisions of three draft standards (one for each level). Such approach makes it possible to rapidly develop and coordinate separate standards for each type of habitability in a spaceflight. Russia being a prime developer of these standards gets a priority in the area of LSS standardization.

Key words: human being, spaceflight, habitation environment, life support system, international standards.



ГУЗЕНБЕРГ А.С.



РОМАНОВ С.Ю.



ТЕЛЕГИН А.А.



ЮРГИН А.В.

ГУЗЕНБЕРГ Аркадий Самуилович — старший научный сотрудник РКК «Энергия», ктн, e-mail: post@rsce.ru GUZENBERG Arkady Samuilovich – Senior Research Engineer, Candidate of Science (Engineering) at RSC Energia РОМАНОВ Сергей Юрьевич — первый заместитель генерального конструктора РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru ROMANOV Sergey Yuriyevich — First Deputy General Designer at RSC Energia

ROMANOV Seigey Turryevich – Thst Deputy General Designer at RSC Energia

ТЕЛЕГИН Александр Анатольевич — начальник отдела РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru TELEGIN Alexander Anatolyevich — Head of Department at RSC Energia

ЮРГИН Алексей Викторович — и. о. начальника сектора РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru YURGIN Alexey Viktorovich — acting Head of Sector at RSC Energia

## Введение

Подготовка международных стандартов выполняется техническими комитетами Международной организации по стандартизации (ISO, Всемирная федерация государственных органов по стандартизации), в состав которых входят подкомитеты с рабочими группами. Правительственные и неправительственные международные организации, сотрудничающие с ISO, также принимают участие в этой работе. Международные стандарты разрабатываются в соответствии с утвержденными правилами ISO. Проекты международных стандартов, принятые техническими комитетами, распространяются среди их членов для голосования и утверждения.

В 2006 году РКК «Энергия» были разработаны предложения по проведению работ по международной стандартизации ракетнокосмической техники в части среды обитания и систем жизнеобеспечения (СЖО) на пилотируемых космических аппаратах (ПКА). Практическая работа была начата в 2007 году рабочей предложений обсуждения В С международном подкомитете группе И *ISO* TK20/ПК14, в работе которого принимали участие специалисты США, Великобритании, Германии, Бразилии, Японии, Китая, Израиля, Франции и Украины.

За период с 2007 по 2012 годы были осуществлены разработка и обсуждение рабочих редакций (заключительная стадия) трех международных стандартов по интеграции человека с системами и оборудованием СОЖ в космическом полете.

### Необходимость разработки стандартов по среде обитания человека в космическом полете

Российской стороной накоплен уникальный опыт обеспечения безопасной для жизне-

деятельности экипажа среды обитания при успешной летной эксплуатации кораблей «Восток», «Восход», транспортных кораблей «Союз» и орбитальных станций «Салют», «Мир», Международной космической станции (МКС).

Впервые в законодательном порядке российские требования к СЖО в космическом полете были установлены в разработанных медико-биологических Институтом проблем (ГНЦ РФ ИМБП РАН) с участием РКК «Энергия» и вышедших в 1978 и годах государственных стандартах. 1989 Это ГОСТ 23149-78 «Системы жизнеобеспечения экипажей космических объектов» (в настоящее время прекратил действие), а затем ГОСТ 28040-89 «Комплекс систем обеспечения жизнедеятельности космонавта в пилотируемом космическом аппарате. Термины и определения» [1].

Опыт российской пилотируемой космонавтики в обеспечении среды обитания во время длительных космических полетов (до одного года) был обобщен в ГОСТ Р 50804-95 «Среда обитания космонавта в пилотируемом космическом аппарате. Общие медико-технические требования» [2]. Этот ГОСТ был разработан ГЦН РФ ИМБП РАН с участием РКК «Энергия» на основе наземных экспериментов с животными и человеком и результатов длительных полетов на орбитальных станциях «Салют» и «Мир». При обобщении этих данных и разработке нормативов вводились коэффициенты безопасности, необходимые для того чтобы среда обитания в ПКА не оказывала влияния на здоровье космонавтов.

В качестве международного стандарта ISO 17399 в 2003 году был принят NASA-STD-3000 «Man-Systems Integration Standards» («Стандарты интеграции человека с системами»), выпущенный в 1994 году [3].

В нем был обобщен опыт полетов на кораблях «Аполлон», «Шаттл» и орбитальной

«Скайлэб». Для америстанции всех пилотируемых объектов канских была принята атмосфера с повышенным содержанием кислорода и пониженным общим давлением. Она была признана неперспективной для длительных полетов, и при проектировании долговременной станции на орбите Земли NASA перешло на атмосферу, близкую к земной. Поэтому американский стандарт, который не опирается на опыт работы в нормальной атмосфере, не может использоваться в условиях длительных полетов в ПКА.

Анализ стандарта *STD-3000 "Man–Systems Integration Standards*" показал, что он требует переработки с учетом опыта полетов станций «Мир» и МКС и принятых российских и международных документов. Большинство конкретных нормативов этого документа по космической среде обитания устарело и не соответствует международным соглашениям по МКС.

Указанный стандарт содержал недостаточно данных по основным параметрам условий жизнедеятельности экипажа (в нем даже не была указана длительность пребывания человека в космическом полете), и в то же время в нем было большое количество подробных сведений, которые не могут быть отнесены к международному стандарту. В результате критических замечаний действие стандарта NASA-STD-3000 было прекращено. Представленная экспертами США версия нового стандарта NASA-STD-3001 «Человек-системы в космическом полете» («Space Flight Human-System Standard») [4, 5] была заимствована с незначительными изменениями из стандарта NASA 3000 и содержит те же недостатки:

• название стандарта охватывает системы космического аппарата, такие как системы ориентации, связи, энергопитания, управления движением, двигательные установки и т.д., а требования к системам и оборудованию, поддерживающим жизнедеятельность человека, не учтены;

• структура стандарта непригодна для разработки новых стандартов, направленных на создание требований к системам и оборудованию, поддерживающим жизнедеятельность человека; в нее не укладываются требования к будущим биологическим системам (космическая оранжерея и др.); она перегружена большим количеством избыточных подробных данных, которые нецелесообразно включать в международный стандарт;

• в стандарте отсутствуют данные по среднесуточному массовому балансу человека, необходимому как для контроля его здоровья, так и для проектирования систем и оборудования обеспечения жизнедеятельности (нет данных по

потреблению кислорода, выделению диоксида углерода, выделению воды через легкие и кожу человека (конденсат атмосферной влаги), содержанию воды и сухой массы в фекалиях; нет требований по микробиологии; требования к атмосфере содержат данные по парциальному лавлению кислорода, непригодные для практического использования (не связанные с данными по общему давлению); по качеству атмосферы отсутствуют данные о составе вредных примесей и их нормативах, в том числе данные по диоксиду углерода, по выделению вредных примесей человеком, по ограничению или запрету доставки высокотоксичных веществ на станцию, нет требований по ограничению вредных примесей при наземной полготовке:

• содержащиеся в стандарте требования в части антропометрии, биометрии, аэробных возможностей не нужны, так как существуют общие наземные стандарты.

Реализация российско-американских программ «Мир–Шаттл», «Мир–*NASA*» показала целесообразность использования требований и стандартов, единых для всех международных партнеров, что было подтверждено совместной работой на МКС.

В перспективе расширяющегося международного сотрудничества становится актуальной разработка единых международных стандартов в части интеграции человека с системами и оборудованием обеспечения жизнедеятельности в космическом полете. Разрабатываемые документы должны основываться на российских и американских стандартах и совместных документах всех стран, участвующих в программе МКС.

## Российские предложения по разработке стандарта по интеграции человека с системами и оборудованием обеспечения жизнедеятельности

Цель российских предложений – принятие нового международного стандарта по интеграции человека с системами и оборудованием обеспечения жизнедеятельности, в который входит и стандарт «Среда обитания космонавта» на основе российской концепции.

Вместо громоздкого одноуровневого стандарта была предложена трехуровневая структура нового международного стандарта на основе российского ГОСТ Р 50804-95 «Среда обитания космонавта в пилотируемом космическом аппарате. Общие медико-технические требования». В нем верхний уровень – стандарт «Космические системы. Интеграция человек-системы и оборудование обеспечения жизнедеятельности в космическом полете», в который входят стандарты второго уровня по каждой из проблем (требования к среде обитания и др.), а в них – стандарты третьего уровня по каждой из задач (качество воздуха, воды и т.д.) Разработанная схема построения стандарта представлена на рис. 1.

Основная цель стандарта – создать требования к системам и оборудованию обеспечения жизнедеятельности человека в космическом полете, что отражено в его названии. Представленный стандарт логично привязан к видам деятельности человека. При этом в основу было положено создание функциональных стандартов третьего уровня.

Концепция трехуровневой структуры стандартов по СОЖ была одобрена подкомитетом *ISO*. Данный подход позволяет быстро разрабатывать и согласовывать отдельные стандарты по каждому аспекту обеспечения жизнедеятельности человека в космическом полете.

Подкомитетом *ISO* ТК20/ПК14 были приняты для редактирования и согласования разработанные российской стороной в соответствии с вышеобозначенной схемой три следующих международных стандарта (рабочие редакции, номера присвоены *ISO*, по одному из каждого уровня структуры стандартов по СОЖ):

• стандарт первого уровня «Космические системы. Интеграция человек-системы и оборудование обеспечения жизнедеятельности в космическом полете» (WD-17763);

• стандарт второго уровня «Космические системы. Интеграция человек-системы и оборудование обеспечения жизнедеятельности в космическом полете. Технико-медицинские требования к среде обитания экипажа космического аппарата» (WD-16157);

• стандарт третьего уровня «Космические системы. Интеграция человек-системы и оборудование обеспечения жизнедеятельности в космическом полете. Технико-медицинские требования к среде обитания экипажа космического аппарата. Требования по обеспечению качества атмосферы в части вредных химических примесей» (WD-16726).

В подкомитете *ISO* было принято решение о возможности разработки стандарта нулевого уровня «Космические системы. Интеграция человек-системы в космическом полете» с полным сохранением трехуровневой структуры стандартов по системам обеспечения жизнедеятельности (см. рис.1).

Термин «Интеграция человека с системами» слишком широко охватывает многие проблемы обеспечения человека в космическом полете, такие как эргономика, человек-компьютер и др. Это обстоятельство затрудняет разработку и международное согласование стандарта как одного документа. По некоторым видам обеспечения (например, по эргономике) уже имеются международные стандарты. Целесообразность отдельной стандартизации для условий человека в космосе не очевидна.



Рис. 1. Структурная схема построения стандарта «Космические системы. Интеграция человек–системы и оборудование обеспечения жизнедеятельности в космическом полете»

### Стандарт «Космические системы. Интеграция человек-системы и оборудование обеспечения жизнедеятельности в космическом полете» (*WD-17763*)

Этот стандарт первого уровня является головным по отношению к другим стандартам по требованиям к системам и оборудованию обеспечения жизнедеятельности. Вместе с входящими в него стандартами второго и третьего уровней он образует комплексный трехуровневый международный стандарт.

Целью данного стандарта является создание единых требований к комфортной и безопасной среде обитания космонавтов, обеспечиваюшей условия жизнедеятельности в космическом полете (совокупность параметров среды обитания человека в ПКА, обеспечивающих сохранение здоровья, безопасности человека и поддержание его работоспособности на уровне, необходимом для выполнения запланированной программы). Поддержание этих условий является требованиями к системам и оборудованию обеспечения жизнедеятельности человека в космическом полете и мероприятиям перед запуском ПКА. Требования устанавливаются для среды, создаваемой в обитаемых отсеках автономно функционирующих ПКА с долговременным (до трех лет) изолированным пребыванием в них космонавтов. Стандарт применим для всех пилотируемых программ, включая космические корабли и станции, лунные и планетарные базы, забортную космическую деятельность, и охватывает все фазы развития ПКА от проектирования до эксплуатации.

Задачами стандарта первого уровня являются:

• определение требований к созданию экологической обитаемости человека в ограниченном гермообъеме,

• определение состава стандартов второго и третьего уровней, требования которых должны обеспечить жизнедеятельность человека в условиях космического полета.

Для создания данного стандарта был обобщен опыт работы РКК «Энергия» и смежных российских организаций в разработке и эксплуатации СОЖ космических станций «Салют», «Мир», МКС, а также опыт совместной работы с *NASA* в международных программах «Мир– Шаттл», «Мир–*NASA*» и опыт сотрудничества с международными партнерами при эксплуатации космических станций «Мир» и МКС. При создании данного стандарта были использованы российские стандарты, учтены стандарты США и совместные международные документы в области обеспечения жизнедеятельности человека в ПКА.

Жизнедеятельность человека в космических полетах обеспечивается использованием герметичных модулей, где поддерживается искусственная среда обитания.

В процессе земной жизнедеятельности человек потребляет из биосферы кислород, воду и ряд продуктов, регулирующих его жизнедеятельность. Продукты реакций окисления выделяются человеком в окружающую среду в виде углекислого газа, жидких и твердых продуктов жизнедеятельности. В земных условиях эти продукты перерабатываются бактериями, растениями, животными, которые их восстанавливают до кислорода, воды, продуктов питания и других исходных веществ, осуществляя замкнутый круговорот в природе. Реализовать подобный биологический цикл на борту современного космического корабля не представляется возможным из-за низкого энергетического КПД природных процессов, их ненадежности в малом объеме корабля. недостаточного уровня технологий и большого стартового веса оборудования. Задача биологически полноценной среды обитания человека будет решаться на следующих этапах развития космонавтики.

В условиях космического полета все функции круговорота осуществляются на основе специальных физико-химических методов регенерации веществ системами и оборудованием обеспечения жизнедеятельности [6].

Создание среды обитания и поддержание ее состояния на заданном уровне должны осуществляться не только системами и оборудованием обеспечения жизнедеятельности космонавта в ПКА, но также наземными и бортовыми средствами и мероприятиями технико-медицинского обеспечения космического полета в зависимости от вида и конструкции ПКА.

Совокупность и значения указанных в стандарте параметров должны обеспечивать условия жизнедеятельности космонавтов, включающие:

• условия жизнеобеспечения;

• медицинское обеспечение;

• условия жизнедеятельности в аварийных ситуациях;

• условия жизнедеятельности при выполнении работ в открытом космосе.

Схемы состава стандарта «Космические системы. Интеграция человек-системы и оборудование обеспечения жизнедеятельности в космическом полете» представлены на рис. 2.




# Международные стандарты второго уровня по системам и оборудованию обеспечения жизнедеятельности (*WD-16157*)

Стандарты второго уровня содержат требования по каждой из проблем обеспечения безопасной среды обитания космонавтов в ПКА.

По результатам согласования в подкомитете *ISO* уточненная структурная схема трехуровневых стандартов по СОЖ (представлена на рис. 2) включает следующие стандарты второго уровня:

• технико-медицинские требования к среде обитания человека;

• требования к жизнедеятельности человека при авариях;

• требования к жизнедеятельности человека в скафандре;

• требования к медицинскому обеспечению человека.

Стандарт второго уровня «Космические системы. Интеграция человек-системы и оборудование обеспечения жизнедеятельности в космическом полете. Технико-медицинские требования к среде обитания экипажа космического аппарата» (WD-16157) включает нормы, процедуры, мероприятия, накладывающие ограничения на параметры среды, а также способы коррекции состояния космонавта.

Этот стандарт - второго уровня по отмеждународному ношению стандарту К ISO 17763 «Интеграция человек-системы и оборудование обеспечения жизнедеятельности в космическом полете». Он определяет среду обитания космонавта в космическом полете, энергетический баланс человека (табл. 1), массовый баланс человека по основным потребляемым и выделяемым продуктам (табл. 2) и перечень стандартов третьего уровня – требований к параметрам среды обитания, которые обеспечиваются комплексом систем жизнеобеспечения.

Данный стандарт предназначен для создания системами жизнеобеспечения ПКА среды обитания, безопасной для жизнедеятельности экипажа в условиях космического полета.

Целями этого стандарта являются:

 создание для разработчиков систем жизнеобеспечения единых технико-медицинских требований по обеспечению жизнедеятельности экипажа;

• создание для космической медицины единых нормативов среды обитания, обеспечивающей жизнедеятельность экипажа.

Среда обитания космонавта в ПКА в данном стандарте ограничена следующими

элементами: атмосфера, вода, пища, санитарная гигиена, микробиология, индивидуальная защита, защита от пожара, поддержание здоровья физическими методами.

#### Таблица 1

Виды работ	Интенсивность МДж/ч (к	энерготрат, кал/ч)
и категории тяжести работ	Диапазон изменения	Среднее значение
Покой	0,3240,378 (77,490,3)	0,346 (82,5)
Легкая работа	0,4320,626 (103149,6)	0,522 (124,7)
Работа средней тяжести	0,6301,044 (150,5249,3)	0,828 (197,8)
Тяжелая работа	1,0441,872 (249,3447,0)	1,512 (361)
Работа в скафан- дре (ВКД)	$1,089\pm0,586$ (260 $\pm140$ )	_
Физическая тренировка <sup>*</sup>	1,4652,428 (350580)	_

Интенсивность затрат энергии при выполнении работ различной категории тяжести

Примечание. Цифры данного баланса предназначены для использования в расчетах; ВКД – внекорабельная деятельность; <sup>\*</sup> — энергетическая стоимость одной тренировки 250...300 ккал за 45 мин занятия и 15 мин подготовки.

#### Таблица 2

# Массовый баланс человека по основным потребляемым и выделяемым продуктам

Поступ	ление, кг/с	ут	Выд	еление, кг/сут	
Питание	Сухая масса	0,6	Фекалии	Сухая масса	0,15
	Вода	0,5		Вода	0,15
Дыхание	Кислород	0,86	Дыхание	Углекислый газ	0,96
Приго- товление пищи и питье	D	0	Урина	Вода	1,2
	Вода	2	Влага через легкие и кожу	Конденсат атмосферной влаги	1,5
Потребле	ние воды	2,5	Удаление личес	2,85	
Сумм потреб	арное бление	3,96	Суммарі	3,96	

Примечание: 1. Баланс между поступлением и выделением воды достигается за счет выделения дополнительного количества воды, образующегося в организме человека – 0,35 кг/сут метаболической воды; 2. Цифры данного баланса предназначены для использования в расчетах. Системы жизнеобеспечения должны поддерживать массо- и энергообмен организма космонавта со средой обитания в ПКА на уровне, необходимом для обеспечения условий жизнедеятельности.

Условия жизнедеятельности в ПКА должны создаваться взаимосвязанным формированием совокупности следующих элементов среды обитания космонавта:

• газовой среды для дыхания;

• качества атмосферы по вредным примесям;

• обеспечения терморегулирования;

• обеспечения влажностного режима атмосферы;

- водообеспечения;
- обеспечения питанием;
- санитарно-гигиенического обеспечения;
- микробиологического обеспечения;
- индивидуальной защиты;
- освещенности;
- необходимого уровня шума;
- противопожарного обеспечения;

• физических методов поддержания здоровья.

В состав этого стандарта второго уровня входят следующие стандарты третьего уровня:

• требования к обеспечению атмосферы обитаемых отсеков по основным газам (физико-химический состав атмосферы, общее давление);

• требования к обеспечению качества атмосферы по вредным химическим примесям;

• требования к обеспечению качества атмосферы по нетоксичным аэрозолям;

• требования к обеспечению тепловлажностного режима;

• требования к обеспечению вентиляции;

• требования к водообеспечению;

• требования к обеспечению микробиологической безопасности среды обитания (атмосфера, вода, поверхности интерьера и оборудования);

• требования к обеспечению индивидуальной защиты (при токсических загрязнениях атмосферы, в том числе при токсических выбросах веществ в аварийных ситуациях, включая разгерметизацию оборудования и пожар);

• требования к обеспечению питанием;

• требования к санитарно-гигиеническому обеспечению;

• требования к обеспечению профилактики предупреждения ухудшения здоровья;

• требования к обнаружению и ликвидации пожара;

• требования к одежде и обуви человека;

• требования по акустике;

• требования к освещенности.

# Международные стандарты третьего уровня по системам и оборудованию обеспечения жизнедеятельности (*WD-16726*)

Стандарты третьего уровня содержат требования по каждой из отдельных задач (см. рис. 2). Наибольшее количество стандартов третьего уровня (15) входит в состав разработанного российской стороной рабочего проекта стандарта второго уровня (по технико-медицинским требованиям к среде обитания). Это такие стандарты, как требования к составу атмосферы по основным газам, к качеству атмосферы по вредным примесям, к водообеспечению, к санитарно-гигиеническому обеспечению, к питанию и др. (см. рис. 2).

Стандарт третьего ировня «Космисистемы. Интеграция ческие человекоборидование обеспечения системы 11 жизнедеятельности в космическом полете. Технико-медицинские требования к среде обитания экипажа космического аппарата. Требования для обеспечения качества атмосферы в части вредных химических примесей». (WD-16726) предназначен для поддержания системами ПКА удаления вредных примесей из атмосферы пилотируемых космических аппаратов и модулей с целью обеспечения в условиях космической экспедиции атмосферы в ПКА, имеющей безопасные для жизнедеятельности экипажа параметры.

Стандарт устанавливает требования к параметрам качества атмосферы в части вредных химических примесей. Необходимые параметры обеспечиваются системами удаления вредных примесей из атмосферы пилотируемых космических аппаратов и модулей.

Целями этого стандарта являются:

• создание для разработчиков систем удаления вредных примесей из атмосферы пилотируемых космических аппаратов и модулей единых технико-медицинских требований качества атмосферы по содержанию вредных химических примесей;

• поддержание в ПКА атмосферы, обеспечивающей надлежащее качество по содержанию вредных химических примесей;

• создание для космической медицины единых нормативов качества атмосферы по содержанию вредных химических примесей в ПКА.

Стандарт содержит нормативы параметров среды обитания для полетов с непрерывным пребыванием человека в штатных условиях с длительностью до шести месяцев, одного года и трех лет (табл. 3) и в аварийных условиях с длительностью до 1; 6 и 24 часов (табл. 4). Табл. 3 и 4 предстоит доработать в соответствии с нормативами, разрабатываемыми ГНЦ РФ ИМБП РАН.

#### Приоритетный перечень вредных примесей для оценки качества атмосферы пилотируемых модулей

		П	родолжител	ьность полета		
Вещество	180	сут	36	0 сут	1 100	сут
Бещество	ПДК1 мг/м <sup>3</sup>	ПДК2 мг/м <sup>3</sup>	ПДК1 мг/м <sup>3</sup>	ПДК2 мг/м <sup>3</sup>	ПДК1 мг/м <sup>3</sup>	ПДК2 мг/м <sup>3</sup>
Водород	340	1 600	340	1 600	340	1 600
Метан	3 500	3 500	3 500	3 500	3 500	3 500
Пентан	10	200	10	200	10	200
Гексан	5	100	5	100	5	100
Гептан	10	100	10	100	10	100
Формальдегид	0,05	0,12	0,05	0,12	0,05	0,05
Ацетальдегид	1	4	1	4	1	4
Алифатические альдегиды (бензальдегид)	1	8	1	4	1	4
Пропионовый альдегид (акролеин)	0,02	0,02	0,02	0,02	0,02	0,02
Метиловый спирт	0,2	90	0,2	90	0,1	30
Этиловый спирт	10	2 000	10	2 000	10	2 000
2-пропиловый спирт	1,5	150	1,5	150	1,5	100
1-бутиловый спирт	0,8	40	0,8	40	0,5	30
Ацетон	2	52	2	52	1	25
2-бутанон	0,25	30	0,25	30	0,15	20
Бензол	0,2	0,2	0,2	0,2	0,04	0,04
Толуол	8	15	8	15	8	15
Ксилол	5	37	5	20	3	6,5
Стирол	0,25	0,5	0,25	0,5	0,15	0,3
Изопропилбензол	0,5	1	0,5	1	0,25	0,5
Фуран	0,05	0,07	0,05	0,07	0,02	0,04
Аммиак	2	2	1	2	1	2
Этилацетат	4	10	4	10	4	10
Оксид углерода	5	10	5	10	5	10
Полиметилциклосилоксаны	0,2	9	0,2	5	0,2	2
Дихлорметан	5	10	5	10	5	10
1,2-дихлорэтан	0,5	1	0,5	1	0,5	1
Фреон-218	150	3 000	150	3 000	150	3 000

*Примечание:* ПДК1 – уровень предельно допустимой концентрации «нулевого риска»; ПДК2 – уровень предельно допустимой концентрации «допустимого риска». При концентрации вредных примесей между уровнями «нулевого риска» и «допустимого риска» пребывание космонавта в ПКА должно быть ограничено по времени.

Перечень веществ для оценки качества атмосферы при аварийных ситуациях

Вещества	МДК (1 ч) (мг/м <sup>3</sup> )	МДК (6 ч) (мг/м <sup>3</sup> )	МДК (24 ч) (мг/м <sup>3</sup> )		
Моноксид углерода	1 500	600	230		
Формальдегид	1	0,7	0,3		
Аммиак	210	105	21		
Окислы азота	30	20	10		
Хлористый водород	10	7	3		
Фтористый водород	5	2	1		
Цианистый водород	4	1	0,5		

*Примечание:* МДК – максимально допустимая концентрация.

Источниками выделения токсичных газовых примесей в атмосферу ПКА являются: сам человек; неметаллическое оборудование (включая упаковочное); научное оборудование, содержащее токсичные газы и токсичные испаряющиеся жидкости; предметы личной гигиены и медицинские средства.

Поддержание качества атмосферы по содержанию в ней вредных химических примесей в ПКА обеспечивается системами удаления вредных примесей, входящими в состав СЖО, и мероприятиями перед запуском ПКА.

Номенклатура вредных примесей в следовых концентрациях в атмосфере ПКА составляет несколько сотен, а в измеряемых уровнях концентрации – несколько десятков примесей. В стандарте приведена таблица наиболее часто встречающихся в атмосфере вредных примесей, по которым проводится оценка качества атмосферы. Качество атмосферы определяется по тому, насколько содержание вредных примесей соответствует токсикологическим нормативам безопасного полета. Для штатного полета это предельно допустимая концентрация каждой примеси в атмосфере для соответствующей длительности непрерывного полета человека, для аварийных условий - максимально допустимая концентрация токсичного вещества в атмосфере. Высокотоксичные примеси должны пройти токсикологическую оценку с целью их ограничения или запрещения к использованию в ПКА [7, 8].

В стандарте приведены требования к неметаллическим материалам для использования их в обитаемых модулях. Основное требование – эти материалы не должны выделять в воздух вредные вещества в таких количествах, которые могут оказывать неблагоприятное воздействие на организм космонавта.

В стандарте приводятся требования к продувке воздухом обитаемого модуля при наземной подготовке перед его запуском – он должен быть загерметизирован на несколько суток для взятия проб воздуха. По результатам анализа проб прогнозируется концентрация вредных примесей при первом входе человека в модуль после стыковки и определяется необходимость дополнительной очистки атмосферы модуля с помощью бортовых фильтров после стыковки со станцией [7].

Отдельно рассмотрены требования К содержанию в атмосфере ПКА диоксида углерода – газа, выделяемого человеком через легкие и кожу в больших количествах (расчетное среднесуточное выделение диоксида углерода человеком в космическом полете принимается 960 г/сут или 20 нл/ч). При этом отмечено, что диоксид углерода – газ, необходимый для жизнедеятельности человека, управляющий центром дыхания. Увеличение концентрации диоксида углерода ведет к учащению дыхания человека и, соответственно, увеличению поступления кислорода в легкие. Однако после определенной концентрации диоксид углерода становится вредной примесью. Считается, что вредное действие диоксида углерода на человека начинает ощущаться при парциальном давлении более 1% (объемного) [9]. В стандарте также предъявлены требования к обеспечению качества атмосферы при аварийных ситуациях, связанных с быстрым выбросом большого количества вредных примесей.

#### Основные проблемы развития работ по международным стандартам в области обеспечения жизнедеятельности человека в космическом полете

Следует отметить, что из трех разрабатываемых стандартов (по одному из каждого уровня структуры) стандарт третьего уровня с требованиями по обеспечению качества атмосферы в части вредных химических примесей WD-16726 будет иметь более долгий цикл разработки в связи с необходимостью внесения конкретных нормативов по вредным примесям и различными требованиям по их обеспечению в России и США. Так, например, в документе по медицинским операциям по программе МКС [10] не указаны единые требования к наземной подготовке модулей и кораблей, что приводит к попаданию в атмосферу станции из зарубежных ПКА после стыковки значительного количества вредных примесей, которые затем необходимо удалять средствами МКС.

Основные вопросы, подлежащие решению при выпуске стандарта:

• определение *Т*-критерия (индекса ток-сичности атмосферы),

• определение требований к неметаллическим материалам,

• определение требований к наземной подготовке модуля (корабля) и к первому входу экипажа,

• обеспечение качества атмосферы при аварийных ситуациях, связанных с быстрым выбросом большого количества вредных примесей.

Рабочая версия стандарта определяет использование *Т*-критерия для оценки качества атмосферы кораблей и модулей. Вещества должны оцениваться по токсикологическим группам по коэффициенту *T* в соответствии со следующим уравнением [10]:

$$T = C_1 / L_1 + C_2 / L_2 + \dots + C_n / L_n,$$

где  $C_{1\dots n}$  – средняя концентрация во время полета;  $L_{1\dots n}$  – предельно допустимая концентрация вредной примеси; n – количество соединений в группе.

Атмосфера считается допустимой, если значение T для каждого вида токсического воздействия меньше 5 для уровня нулевого риска и меньше 1 для уровня допустимого риска.

По предложению NASA зарубежные партнеры используют критерий Т, суммарный по всем веществам, а не по токсикологическим группам. При оценке качества наземной подготовки модулей, отбора неметаллических материалов и как критерий безопасности экипажа при первом входе NASA использует значение величины T < 3. При этом T рассчитан по 7-суточным максимально допустимым концентрациям, которые количественно, как правило, на один порядок больше долговременных нормативов допустимого риска и на два порядка больше долговременных нормативов нулевого риска. Это означает, что критерий Т будет тем меньше, чем больше норматив. Рассчитанный по нормативам нулевого риска для тех же концентраций критерий Т окажется на порядок больше 5, что для нормативов нулевого риска соответствует грязной атмосфере, пребывание в которой должно ограничиваться по времени или требует использования средства защиты органов дыхания человека.

Использование в международном стандарте зарубежного подхода как менее жесткого и, следовательно, выполнимого с минимальными финансовыми затратами, приведет к тому, что модули и грузовые корабли без должной наземной подготовки будут стартовать с заведомо грязной атмосферой, усиливающей собственные загрязнения станции, на которой средствами жизнеобеспечения поддерживаются долговременные нормативы «нулевого риска». Вносимые загрязнения усиливают нагрузку на системы очистки и приводят к повышению расхода ресурсов. В итоге необходимая очистка атмосферы на борту обходится гораздо дороже, чем при наземной подготовке.

Отсутствие единых требований обеспечения и оценки качества атмосферы по вредным примесям для всех международных партнеров приводит к снижению уровня безопасности космонавта, ухудшая его здоровье и, в некоторых случаях, может привести к досрочному прекращению программы полета.

Так как стандарт второго уровня по требованиям к среде обитания человека в космическом полете, условия которой поддерживаются системами обеспечения жизнедеятельности, разработан российскими специалистами, целесообразно, чтобы и все 15 стандартов третьего уровня разработали также российские специалисты. То же касается и остальных стандартов первого уровня – по интеграции человека с системами и оборудованием обеспечения жизнедеятельности. Желательно, чтобы и они также были разработаны Россией.

Для дальнейшей работы над этими стандартами, внесения обновленных нормативов для разной продолжительности космического полета и обсуждения замечаний экспертов по медицинским аспектам разрабатываемых стандартов необходимо привлечение специалистов ГНЦ РФ ИМБП РАН.

#### Заключение

Международной организацией по стандартизации принята разработанная нашими специалистами на основе российских стандартов трехуровневая структура стандартов по интеграции человека с системами и оборудованием обеспечения жизнедеятельности в космическом полете. Данный многоуровневый подход позволяет быстро разрабатывать и согласовывать отдельные стандарты по каждому аспекту обеспечения жизнедеятельности человека в космическом полете. На основании российских замечаний и предложенной структуры было прекращено действие одноуровневого стандарта NASA-STD-3000 "Man–Systems Integration Standards".

Из стандартов предложенной трехуровневой структуры российскими специалистами подготовлены рабочие редакции трех проектов стандартов (по одному из каждого уровня), которые подлежат выпуску после корректировки по замечаниям экспертов. Для дальнейшей работы над этими стандартами, внесения обновленных нормативов для длительности космического полета и для обсуждения замечаний экспертов по медицинским аспектам разрабатываемых стандартов необходимо привлечение специалистов ГНЦ РФ Института медико-биологических проблем РАН.

Принимаемые единые стандарты обеспечивают требования для комфортной и безопасной жизнедеятельности экипажа в номинальных условиях и нештатных ситуациях космического полета, что увеличивает эффективность работы экипажа и обеспечивают его здоровье.

В результате проведенной работы Россия, как головной разработчик принятых Международной организацией стандартов, получает приоритет в области стандартизации систем обеспечения жизнедеятельности. Это обстоятельство позволит разрабатывать новые международные стандарты по СОЖ на основе российских национальных стандартов и нормативных документов, максимально учитывая опыт международных пилотируемых программ «Мир-Шаттл», «Мир-NASA», Международной космической станции.

Проводимая работа по международной стандартизации позволит:

• обеспечить интеграцию российских комплексов систем жизнеобеспечения с комплексами международных партнеров без дополнительного оборудования;

• занять лидирующее положение в международных пилотируемых проектах в части систем обеспечения жизнедеятельности;

• уменьшить собственные финансовые затраты за счет искючения этапа разработки изготовляемых систем.

#### Список литературы

1. ГОСТ 28040-89. Комплекс систем обеспечения жизнедеятельности космонавта в пилотируемом космическом аппарате. Термины и определения. М.: Госстандарт СССР, 1989.

2. ГОСТ Р 50804-95. Среда обитания космонавта в пилотируемом космическом аппарате. Общие медико-технические требования. М.: Госстандарт России, 1995.

3. NASA-STD-3000. Man–Systems Integration Standards. V. 1. NASA Technical Standard, 1995.

4. NASA-STD-3001. Space Flight Human– System Standard. V. 1: Crew Health. NASA Technical Standard, 2007.

5. NASA-STD-3001. Space Flight Human– System Standard. V.2: Human Factors, Habitability, and Environmental Health. NASA Technical Standard, 2011.

6. Романов С.Ю., Телегин А.А., Гузенберг А.С. и др. Системы жизнеобеспечения экипажей длительных межпланетных экспедиций // Известия РАН. Энергетика. 2007. № 3. С. 37–54.

7. Романов С.Ю., Мухамедиева Л.Н., Гузенберг А.С., Микос К.Н. Вредные примеси в атмосфере обитаемых космических станций // Известия РАН. Энергетика. 2006. № 1. С. 31–49.

8. Юргин А.В., Романов С.Ю., Гузенберг АС., Телегин А.А., Мухамедиева Л.Н., Еремеев С.И. Обеспечение токсически безопасной атмосферы обитаемых космических станций при аварийных ситуациях // Известия РАН. Энергетика. 2007. № 3. С. 75–81.

*9. Филов В.А.* Вредные вещества в окружающей среде. СПб.: Изд-во НПО «Профессионал», 2006. С. 23–31.

10. SSP50260. Medical Operations Requirements Document for International Space Station (ISS MORD), NASA, ISSP Johnson Space Center, Houston, Texas, 2006.

Статья поступила в редакцию 25.04.2013 г.

УДК 629.78.06-533.6

# ТЕПЛОНОСИТЕЛИ

# ДЛЯ ВНУТРЕННИХ КОНТУРОВ СИСТЕМ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2013 г. Морковин А.В., Плотников А.Д., Борисенко Т.Б.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королева» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королев, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru* 

Приводятся экспериментальные данные о физико-химических, теплофизических и эксплуатационных свойствах теплоносителей для внутренних контуров систем терморегулирования пилотируемых космических аппаратов. Изложены результаты коррозионных и медико-биологических испытаний теплоносителей.

**Ключевые слова:** теплоноситель, плотность, вязкость, температура замерзания, теплоемкость, теплопроводность, коррозия.

# THERMAL CONTROL SYSTEM INTERNAL LOOP HEAT CARRIERS OF MANNED SPACE VEHICLES

#### Morkovin A.V., Plotnikov A.D., Borisenko T.B.

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

Experimental data is presented on physicochemical, thermal and operational properties of heat carriers for manned space vehicle thermal control system internal loops. Outlined are the results of heat carrier corrosion and biomedical tests.

Key words: heat carrier, density, viscosity, freezing temperature, heat capacity, heat conductivity, corrosion.



МОРКОВИН А.В.



плотников А.д.



БОРИСЕНКО Т.Б.

МОРКОВИН Алексей Валентинович — начальник лаборатории РКК «Энергия», ктн, e-mail: post@rsce.ru MORKOVIN Alexey Valentinovich — the Head of Laboratory at RSC Energia, Candidate of Science (En-

gineering) ПЛОТНИКОВ Андрей Дмитриевич — начальник отделения РКК «Энергия», ктн,

e-mail: Andrey.Plotnikov@rsce.ru PLOTNIKOV Andrey Dmitryevich — the Head of Division at RSC Energia, Candidate of Science (Engineering)

БОРИСЕНКО Татьяна Борисовна — инженер-технолог РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru BORISENKO Tatiana Borisovna — Process Engineer at RSC Energia При работе электрических приборов внутри космических аппаратов (КА) выделяется тепло, экипаж также является источником тепла. Количество выделяемой тепловой энергии одним космонавтом примерно эквивалентно теплу, выделяющемуся при горении электрической лампы мощностью 200 Вт.

Тепло сбрасывается в космос за счет теплового излучения с помощью радиационных теплообменников, расположенных снаружи кораблей и станций. Теплообменники входят в состав наружного контура системы терморегулирования (СТР). Поскольку температура в наружном контуре может опускаться до -80 °C и ниже, в нем циркулирует жидкость с очень низкой температурой замерзания. Тепло в наружные контуры передается от внутренних через жидкостьжидкостные теплообменники. Внутренние контуры собирают тепло от всех работающих приборов и охлаждают воздух внутри КА с помощью газожидкостного теплообменника.

Требования, предъявляемые к теплоносителям, применяемым во внутренних гидравлических контурах СТР КА, которые учитываются при выборе компонентов для их изготовления, следующие:

• температура кристаллизации (плавления) не выше -8 °C;

• кинематическая вязкость при температуре 20 °C не более 3 cCт;

• коррозионная инертность к металлическим материалам СТР в течение 15 лет;

• срок сохраняемости свойств в течение 15 лет;

• плотность при температуре 20 °С не более 1,2 г/см<sup>3</sup>;

• высокие теплопроводность и тепло-емкость;

• температура кипения при атмосферном давлении не ниже 80 °C.

Теплоноситель должен быть нетоксичным и пожаробезопасным, содержать красящие добавки, обеспечивающие возможность контроля его утечек флуоресцентным методом.

Во внутренних контурах СТР первых орбитальных станций «Салют» применялся теплоноситель «ЛЗ-ТК-5» на основе этиленгликоля (ЭГ), на станции «Мир» теплоноситель «Темп», также на основе ЭГ, но с улучшенными антикоррозионными и антифрикционными свойствами. Теплоноситель «Темп» использовался без замечаний в течение 15 лет на орбитальной станции «Мир». Коррозионная стойкость материалов СТР была подтверждена при осмотре фрагментов трубопроводов, доставленных со станции перед выводом ее из эксплуатации. На сплаве АМг-3, из которого изготовлены трубопроводы, образовалась прочная равномерная окисная пленка светло-бежевого цвета, надежно защищающая металл. Никаких следов коррозии обнаружено не было. Большим недостатком этих теплоносителей из-за входящего в их состав этиленгликоля является токсичность.

Этиленгликоль — сосудистый и протоплазматический яд, окисляется в организме в основном до гликолевой и щавелевой кислот. Последняя, соединяясь с кальцием крови, образует щавелевокислый кальций, подавляет окислительные процессы организма, изменяет щелочно-кислотное равновесие крови в сторону ацидоза. Он оказывает выраженное негативное воздействие на центральную нервную систему, сосуды, печень, почки [1]. При попадании внутрь этиленгликоль всасывается в кровеносное русло и длительно циркулирует в жидкой среде организма в виде целой молекулы или продуктов ее метаболизма, что приводит к необратимым изменениям в жизненно важных органах, в первую очередь, в центральной нервной системе, печени, почках. Смертельная доза ЭГ – 1,4 г/кг массы тела, предельно допустимая концентрация (ПДК) в воздухе — 5 мг/м<sup>3</sup>.

Как показал опыт эксплуатации орбитальной станции «Мир», при проведении регламентных, ремонтно-восстановительных работ и при нештатных ситуациях теплоноситель внутренних контуров СТР частично попадает в атмосферу станции и регенерируемую питьевую воду.

С целью повышения безопасности работы экипажа вместо токсичного теплоносителя «Темп» для внутренних контуров СТР в 1997–2003 годах РКК «Энергия» были разработаны новые экологически чистые, нетоксичные и пожаробезопасные теплоносители «Факт» и «Триол». При их разработке был учтен опыт эксплуатации СТР с теплоносителем «Темп».

Вместо токсичного ЭГ в теплоносителе «Факт» применен ацетат калия, в теплоносителе «Триол» — глицерин. Теплоносители имеют оригинальный химический состав, принципиально отличающийся от ранее применявшихся жидкостей, обладают повышенными антикоррозионными и смазывающими свойствами, имеют улучшенную стабильность свойств при длительной эксплуатации. Основные свойства теплоносителей приведены в табл. 1.

Свойства теплоносителей для внутренних контуров СТР

	Теп.	лоноситель	
Своиства	«Темп»	«Факт»	«Триол»
Рабочий диапазон температур, °С	-20+80	-20+80	-8+80
Плотность при 20 °С, г/см <sup>3</sup>	1,08	1,20	1,11
Вязкость при 20 °C, сСт	3	3	3
Теплоемкость при 20 °С, Дж/(г•К)	3,5	3,5	3,6
Теплопроводность при 20 °C, Вт/(м·К)	0,42	0,51	0,48
Горючесть	Не горюч	Не горюч	Не горюч
Токсичность (ГОСТ 12.1.007)	III класс (ПДК по ЭГ 5 мг/м <sup>3</sup> )	IV класс	IV класс

# Исследование коррозионного воздействия теплоносителей на металлические материалы

В РКК «Энергия» совместно с Институтом физической химии (ИФХ) РАН проведены всесторонние коррозионные исследования теплоносителей «Темп», «Факт» и «Триол».

Исследовалась кинетика коррозионного поведения и потенциалов коррозии сплавов АМг-6, сварных образцов сплавов АМг-6, паяных образцов теплообменника, легированных сталей 2Х13, 12Х18Н10Т, ДИ-52, сплава ВТ-14, а также некоторых образцов изделий (подшипников, тритников) в теплоносителях «Темп», «Триол» и «Факт» при комнатной температуре. Длительность испытаний составила 7,5-9 месяцев. Также были проведены испытания сплава АМг-6 в теплоносителях «Темп», «Триол» и «Факт» при 50 °С.

Из результатов электрохимических и коррозионных испытаний следует, что все испытанные материалы самопроизвольно пассивируются в теплоносителях «Темп», «Факт» и «Триол».

В ходе исследования гальванических пар АМГ-6/ВТ-14 и АМГ-6/12Х18Н10Т (площадь АМг-6 100 см<sup>2</sup>, соотношения площадей поверхности сплавов в парах 1:1 и 50:1) в теплоносителях «Темп» и «Триол» в течение 7,5 месяцев было зафиксировано, что ток пар не превышает  $0,64 \cdot 10^{-3}$  мкА/см<sup>2</sup> и  $0,1 \cdot 10^{-3}$  мкА/см<sup>2</sup> соответственно, а это свидетельствует об очень малых скоростях коррозии — менее 0,00002 г/(м<sup>2</sup>·ч).

Результаты длительных (8-9 и более месяцев) коррозионных испытаний при комнатной температуре представлены для всех сплавов в табл. 2. Скорость коррозии оценивали как по привесу, так и убыли веса образцов. Наблюдения за убылью веса и привесом образцов позволяют сказать, что значения этих величин очень малы, особенно в начальный период, и составляют (5...12) • 10<sup>-5</sup> г. Поскольку коррозия во всех испытанных теплоносителях протекает при наличии на поверхности сплава пассивной пленки, то привес свидетельствует о том, что коррозия происходит только за счет ее образования. Учет коррозионных потерь, рассчитанных после травления для снятия пленки, не превышал 0,001 мм/год. Так как образующаяся на поверхности образцов пленка является защитной, тормозящей процесс коррозии, то для оценки скорости коррозии считали нецелесообразным подвергать травлению образцы после испытаний.

Скорости коррозии, определенные по убыли веса или привесу, очень низкие и, как правило, не превышают 0,0005 г/(м<sup>2</sup>·ч). При этом для большинства материалов они еще ниже и составляют 0,00001...0,0002 г/(м<sup>2</sup>·ч).

При температуре 50 °С (табл. 3) скорость коррозии сплава АМг-6 также низкая и во всех испытанных теплоносителях составляет +0,0003...-0,00004 г/(м<sup>2</sup>·ч).

Результаты длительных коррозионных испытаний и измерений потенциалов коррозии металлических материалов СТР КА в теплоносителях «Темп», «Триол» и «Факт» подтвердили, что все они находятся в пассивном состоянии и имеют высокую коррозионную стойкость (табл. 4).

Скорость коррозии сплава АМг-6 при температуре 50 °С (продолжительность испытания 470 ч) в теплоносителях «Темп» и «Триол» составляет 0,00012 и 0,00009 мм/год соответственно.

На основании проведенных коррозионных испытаний можно утверждать, что все исследованные материалы, контактировавшие с теплоносителями «Темп» и «Триол», являются «совершенно стойкими» (9-10 баллов по ГОСТ 13819-68).

Коррозионно-электрохимическое поведение сплава алюминия АМг-6 и коррозионная стойкость алюминиевых сплавов в теплоносителях «Факт» и «Триол» всесторонне изучены в РКК «Энергия» совместно с ИФХ РАН и изложены в литературе [2–5].

Oferentia	Время	T	еплоноситель	
Ооразцы	испытаний, сут	«Темп»	«Триол»	«Факт»
	77	-0,00001	+0,00014	-0,00006
АМг-6	215	+0,00002	+0,00001	-0,00024
	271	+0,00001	+0,00001	-0,00015
	43	-0,00070	+0,00000	-0,00011
	91	-0,00060	-0,00028	-0,00023
2X13	158	+0,00014	+0,00037	+0,00023
	217	+0,00006	+0,00028	+0,00017
	240	—	+0,00020	_
	26	+0,00004	_	-0,00010
12X18H10T	180	-0,00001	+0,00002	+0,00002
	221	+0,00000	-0,00001	+0,00000
	28	+0,00004	+0,00000	-0,00001
	76	+0,00004	+0,00001	+0,00002
12Х18Н10Т (срарыне соединения)	143	+0,00002	+0,00001	+0,00001
(comprime coedimential)	202	+0,00008	+0,00003	+0,00003
	225	+0,00002	+0,00003	+0,00002
	26	-0,00001	-0,00015	-0,00010
ДИ-52	180	+0,00001	+0,00000	+0,00002
	221	_	+0,00002	_
	43	+0,00038	+0,00012	+0,00021
Нержавеющая сталь	91	+0,00035	+0,00009	+0,00031
марки «Ю»	158	+0,00043	+0,00025	+0,00033
(подшипник)	217	+0,00022	+0,00006	+0,00012
	240	+0,00002	+0,00058	+0,00024
	26	+0,00001	+0,00010	_
BT-14	180	+0,00002	+0,00001	+0,00006
	221	_	+0,00002	+0,00002
	43	-0,00006	-0,00018	+0,00124
	91	-0,00001	-0,00007	+0,00059
Элементы паяных термоплат	158	0,00000	-0,00002	+0,00039
	217	-0,00002	-0,00004	+0,00004
	240	0,00000	0,00000	+0,00019
	30	+0,00014	+0,00027	+0,00020
	78	-0,00003	-0,00001	-0,00005
Тритник (расчет проведен на обшую поверхность)	145	+0,00006	+0,00010	-0,00005
······	204	+0,00005	+0,00007	-0,00012
	227	+0,00004	+0,00007	-0,00004

#### Скорость коррозии (г/м<sup>2</sup>·ч) металлических материалов СТР в теплоносителях «Темп», «Триол» и «Факт»

*Примечание*. Знаки «-» и «+» — уменьшение и увеличение массы образцов соответственно.

В частности, установлено следующее:

1. Движение теплоносителей «Темп», «Триол» и «Факт» по трубопроводам из алюминиевого сплава АМг-6 не ведет к увеличению скорости коррозии металла. Это было подтверждено результатами экспериментов по изучению анодного поведения сплава при использовании электрода, вращающегося со скоростью до 1 550 об/мин, что соответствовало скорости течения жидкости в трубопроводе до 40 м/мин.

2. Анодные кривые сплава АМг-6 в теплоносителе «Триол» при 25 °С, полученные в инертной атмосфере аргона и в атмосфере воздуха, практически одинаковы, что свидетельствует о том, что анодным процессом на сплаве алюминия является образование пассивной пленки.

3. Изучение влияния температуры (25...70 °С) и потенциалов (-0,75...+0,2 В) сплава АМг-6 на величину устанавливающегося тока при потенциостатической выдержке 2,5 ч в теплоносителе «Триол» показало, что в первоначальный период (10-20 мин) происходит резкое, а затем более плавное его уменьшение. С повышением температуры анодный ток становится в 2-3 раза меньше при потенциалах -0,2...+0,2 В и составляет 0,22...0,32 мкА/см<sup>2</sup> при 70 °С против значений 0,56...0,69 мкА/см<sup>2</sup> при 25 °C. Таким образом, влияние температуры на анодную поляризацию сплава АМг-6 в теплоносителе «Триол» идентично влиянию температуры в теплоносителе «Темп».

4. Изменение концентрации компонентов теплоносителя «Триол» в пределах ±25%, включая глицерин (±10%), на скорость коррозии сплава АМг-6 существенного влияния не оказывает.

5. Толщина образующейся на поверхности сплава оксидной пленки зависит от состава жидкости. В теплоносителях «Темп» и «Триол» она составляет 35...80 нм, а в теплоносителе «Факт» — 225...680 нм.

На основании проведенных исследований рекомендовано во внутренних контурах СТР пилотируемых космических аппаратов РКК «Энергия» применять теплоноситель «Триол».

# Физико-химические и теплофизические свойства теплоносителя «Триол»

Теплоноситель «Триол» представляет собой водный раствор глицерина с антикоррозионными и антифрикционными добавками.

Основные свойства теплоносителя «Триол» при температуре 20 °С (по ТУ 0258-004-00205073-97):

• плотность 1,10...1,12 г/см<sup>3</sup>;

• температура кристаллизации не выше –8 °C;

• кинематическая вязкость не более 3 мм<sup>2</sup>/с;

• показатель преломления 1,37...1,39;

• показатель рН 7,5...8,5.

Основные свойства теплоносителя «Триол» в зависимости от температуры приведены в табл. 5–7.

Теплоемкость жидкости «Триол» определяли по общепринятой методике, основанной на регистрации изменения температуры системы при подводе к ней с помощью электрического нагревателя фиксированного количества тепла. В качестве нагревателя использовали изолированную константановую проволоку, обеспечивающую скорость нагревания 0,5...1,0 °C за 3-4 мин.

Удельную теплоемкость рассчитывали по формуле:

$$C_p = (C_{\rm k} - C_{\rm ct})/g_{\rm k},$$

где  $C_{\kappa}$  — теплоемкость всей калориметрической системы,  $C_{\kappa} = IU\tau/\Delta T$  (I — сила тока; U — напряжение;  $\tau$  — продолжительность прохождения тока;  $\Delta T$  — изменение температуры);  $C_{\rm cr}$  — теплоемкость калориметрического стакана («водяное число»),  $C_{\rm cr} = C_{\kappa} - g_{\rm H2O} \cdot C_{\rm H2O}$  ( $g_{\rm H2O}$ ,  $C_{\rm H2O}$  — масса и теплоемкость воды соответственно);  $g_{\kappa}$  — масса теплоносителя, наливаемого в калориметр.

Теплофизические характеристики теплоносителя «Триол» в сравнении с характеристиками воды приведены в табл. 8.

Зависимость теплоемкости от температуры имеет ярко выраженную неравномерность, характерную для антифризов.

Теплоноситель «Триол» имеет более высокую теплопроводность, чем «Темп», во всем диапазоне рабочих температур.

# Токсикологические свойства теплоносителя «Триол»

Возможность неблагоприятного воздействия теплоносителя «Триол» на здоровье человека в условиях пребывания в гермозамкнутом объеме исследована по заданию РКК «Энергия» в ГНЦ РФ Институт медикобиологических проблем РАН (ИМБП РАН).

Были проведены следующие виды испытаний на лабораторных животных (крысы и мыши): ингаляционное и кожно-резорбтивное воздействие, внутрижелудочное введение жидкости. Одновременно проводились микробиологические исследования по определению теплоносителя в качестве субстрата для размножения бактерий и грибов.

#### Скорость коррозии [г/(м<sup>2</sup>·ч)] сплава АМг-6 в теплоносителях «Темп», «Триол» и «Факт» при температуре 50 °С

Время	Теплоноситель									
испытания, ч	«Темп»	«Триол»	«Факт»							
326	0,00029	0,00018	0,00026							
472	-0,00004+0,00003	-0,00003+0,00025	-0,00001+0,00014							

#### Скорость коррозии металлических материалов (мм/год)

Материал	Теплоноситель «Темп»	Теплоноситель «Триол»
Алюминиевый сплав АМг-6	0,00003	0,00003
Образцы паяных теплообменников (алюминиевый сплав АМц, фольга АД-1, силумин)	0,00003	0,00003
Тритник АМг-6/АД-1/12Х18Н10Т	0,00006	0,00010
Сталь 12Х18Н10Т	0,00001	0,00001
Сталь 12Х18Н10Т(сварной шов)	0,00002	0,00003
Сталь 2Х13	0,00006	0,00020
Сталь ДИ-52	0,00001	0,00002
Титан ВТ-14	0,00004	0,00004
Нержавеющая сталь марки «Ю» (подшипник)	0,00022	0,00025

### Таблица 5

#### Зависимость плотности теплоносителя «Триол» от температуры

Температура, °С	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50
Плотность, г/см <sup>3</sup>	1,1054	1,1048	1,1039	1,1027	1,1013	1,1001	1,0971	1,0947	1,0922	1,0897	1,0871	1,0844

#### Таблица 6

#### Зависимость кинематической вязкости теплоносителя «Триол» от температуры

Температура, °С	-7,6	-7	-5	-3	0	5	10	14	18	20	25	30	35	40
Вязкость, мм <sup>2</sup> /с	8,95	8,52	7,60	6,82	5,97	5,00	4,17	3,62	3,19	3,00	2,57	2,22	1,95	1,76

#### Таблица 7

#### Зависимость давления насыщенного пара теплоносителя «Триол» от температуры

Температура, °С	5	10	15	20	22	25	27	30	35	40	45	50
Давление пара, мм рт.ст.	6,539	9,204	12,781	17,529	20,237	24,300	27,306	31,814	43,300	55,316	72,800	92,521

#### Таблица 8

#### Теплофизические характеристики теплоносителя «Триол» в сравнении с характеристиками воды

Температура, °С	-5	0	10	20	30	40	50	60	70	80
Теплоемкость теплоносителя «Триол», Дж/(г·К)	3,72	3,71	3,69	3,68	3,69	3,70	3,71	3,72	3,72	3,72
Теплоемкость воды, Дж/(г·К)	_	4,22	4,19	4,18	4,18	4,18	4,18	4,18	4,19	4,20
Теплопроводность теплоносителя «Триол», Вт/(м·К)	0,453	0,459	0,470	0,480	0,491	0,500	0,510	0,519	0,527	0,535
Теплопроводность воды, Вт/(м·К)	_	0,551	0,574	0,599	0,618	0,635	0,648	0,659	0,668	0,674

# Таблица 3

Таблица 4

Функциональное состояние подопытных животных оценивалось по результатам определения:

• общего состояния животных и их поведенческих и ориентировочных реакций;

• динамики массы тела;

• продолжительности жизни в условиях нарастающей гипоксии и гиперкапнии;

• функционального состояния центральной нервной системы при использовании нагрузочных тестов (гексеналовая проба);

• патогистологических и морфологических изменений внутренних органов (головной мозг, легкие, печень, почки, надпочечники, селезенка) животных, подвергшихся влиянию теплоносителя.

Полученные результаты были математически обработаны по правилам вариационной статистики при малой выборке.

Анализ исходных данных и результатов исследований показал, что в состав теплоносителя «Триол» входят, в основном, водные растворы органических и солей неорганических соединений. Все они, судя по литературным данным, являются нетоксичными или малотоксичными веществами с низкой летучестью. Поэтому для осуществления ингаляционной затравки в ИМБП РАН была разработана установка с целью получения высокодисперсного аэрозоля испытуемой жидкости.

Ингаляционная затравка аэрозолем теплоносителя в концентрации 0,2...0,7 г/м<sup>3</sup> не выявила нарушений функционального состояния животных. Лишь в первые минуты затравки у подопытных животных отмечалось некоторое возбуждение состояния и раздражение верхних дыхательных путей.

Изучение кожно-резорбтивного действия теплоносителя не показало каких-либо изменений кожных покровов. У них также не отмечалось отклонений в функциональном состоянии основных систем организма.

Оценка степени токсичности жидкости при внутрижелудочном ее введении показала, что она обладает низкой токсичностью (IV класс опасности). Доза теплоносителя 6 г не вызвала гибели животных.

Результаты гистологических исследований свидетельствуют об отсутствии влияния жидкости «Триол» на экспериментальных животных на тканевом и клеточном уровнях. Обнаруженные реакции некоторых тканей были умеренны, не носили общего для всей группы животных характера и выявлялись как в опыте, так и в контроле.

Результаты микробиологических исследований позволили утверждать, что среди представителей бактериальной флоры лишь Bacillus licheniformis обладали способностью частично сохраняться в теплоносителе «Триол». В то же время вегетативные клетки бактерий *P. acruginosa, S. epidermidis, E. aerogenes* быстро отмирали в указанном растворе. Вместе с тем все тест-культуры микромицетов сохранялись в теплоносителе практически в исходном количестве. Ни одна из использованных тест-культур не обладала способностью к размножению в исследуемом теплоносителе.

Так как «Триол» является нетоксичной жидкостью и в определенных условиях может подвергаться воздействию бактериальной флоры, были проведены расширенные исследования в этом направлении. Для этого анализировались пробы теплоносителя «Триол» из тары завода-изготовителя после года хранения (без видимого роста микромицетов); из штатного заправочного агрегата СТР после одного года нахождения в заправщике при заполнении 1/5 его емкости (с видимыми мицелиальными хлопьями); из эксикатора после коррозионных испытаний металлических образцов в течение трех лет, на границе раздела фаз жидкость-воздух (с наличием мицелиального сгустка).

Целью микробиологических исследований было определение численности и видового состава микромицетов в пробах, выявление возможности развития выделенных микромицетов в чистом теплоносителе «Триол».

Определение численности и видового состава осуществлялось методом посева определенного количества исходного раствора теплоносителя в плотную питательную среду Чапека, инкубирования посевов при 28 °C в течение 7-10 суток с последующим учетом выросших колоний грибов (табл. 9).

Как видно из полученных данных, в пробе № 1 микромицеты обнаружены не были. В пробах № 2 и 3 выявлены микромицеты, среди которых доминировали представители вида Aspergillus versicolor. Указанные микроорганизмы являются обитателями природных резервуаров и, прежде всего, почв различных регионов. Наиболее высокое содержание грибов имело место в пробе № 3, куда они могли быть занесены с образцами металлических материалов при коррозийных испытаниях.

С целью определения возможности развития грибов в жидкости «Триол» в пробирки, целиком и на 1/2 заполненные чистым теплоносителем, добавляли хлопья и сгустки микромицетов путем их переноса микробиологической петлей из проб № 2 и 3 и выдерживали при комнатной температуре в течение шести месяцев. При этом определяли способность грибов развиваться в теплоносителе как при наличии воздуха, так и без него. Для контроля определяли способность микромицетов из проб № 2 и 3 расти в жидкой среде Чапека.

После шестимесячного экспонирования всех пробирок с теплоносителем «Триол», в которые вводили микромицеты из пробы № 2, отмечалось отсутствие в них видимого роста грибов. При посеве теплоносителя из этих пробирок в питательную среду Чапека не было обнаружено колониеобразующих единиц микромицетов. Численность жизнеспособных фрагментов грибов рода *Aspergillus* составляла 2,8•10<sup>6</sup> колониеобразующих единиц в 1 мл.

После шестимесячного экспонирования пробирок с теплоносителем «Триол», в которые вводили микромицеты из пробы № 3, была выявлена зависимость сохранения жизнеспособности культур от наличия воздуха. Отмечалось развитие микромицетов в верхних слоях теплоносителя, то есть на границе раздела фаз жидкость-воздух.

Периодическое наблюдение за изменением состояния теплоносителя в исследуемых пробирках в течение шести месяцев показало, что рост сгустка в пробирках, на 1/2 заполненных теплоносителем «Триол», отмечался только в первый месяц их экспонирования. В дальнейшем сколько-нибудь заметного увеличения сгустка грибов в данных пробирках не наблюдалось. Результаты посевов суспензий из пробирок, инокулированных сгустками микромицетов из пробы № 3, после шестимесячного экспонирования представлены в табл. 10. В результате исследований установлено, что при заражении как хлопьями, так и сгустками, состоящими из микромицетов, без доступа воздуха развитие грибов в теплоносителе «Триол» прекращается, и они теряют жизнеспособность. При наличии воздуха в начальный период опыта наблюдалось развитие микромицетов из пробы № 3 и сохранение их жизнеспособности до конца эксперимента.

Опыты по определению возможности развития грибов, выделенных из проб № 2 и 3, в чистом теплоносителе «Триол» показали, что без доступа воздуха они теряют жизнеспособность. Вместе с тем при наличии воздуха на границе раздела фаз жидкость-газовая среда грибы из пробы № 3 обладали способностью к незначительному развитию (до 4,6·10<sup>2</sup> колониеобразующих единиц в 1 мл) в теплоносителе в начальный период эксперимента.

Результаты исследований позволяют утверждать, что теплоноситель «Триол» является малотоксичным соединением, неспособствующим размножению бактериальной микрофлоры. Для лучшей сохранности теплоносителя при транспортировке рекомендована герметичная непрозрачная тара — запаянные бидоны из белой жести.

#### Выводы

Таким образом, изучены коррозионные свойства теплоносителей по отношению к металлическим материалам систем терморегулирования пилотируемых космических аппаратов.

Таблица 9

Номер пробы	Проба	Численность колониеобразующих единиц грибов в 1мл	Видовой состав микромицетов в пробе
1	Из тары завода-изготовителя	Не обнаружено	Отсутствует
2	Из заправочного агрегата	4,1.104	3,3·10 <sup>4</sup> Aspergillus versicolor 4,0·10 <sup>3</sup> Penicillium simplissimum 4,0·10 <sup>3</sup> Cladosporium tenuissimum
3	Из эксикатора	7,9 <b>·</b> 10 <sup>6</sup>	3,8·10 <sup>6</sup> Aspergillus versicolor 2,0·10 <sup>6</sup> Aspergillus sydowi 2,1·10 <sup>6</sup> Paecilomyces aerugineus

Таблица 10

#### Количественный и видовой состав микромицетов в пробах теплоносителя после шестимесячного экспонирования

Количество и видовой состав микромицетов в пробах теплоносителя

Характеристика пробы	Численность колониеобразующих единиц грибов в 1мл	Видовой состав микромицетов
Пробирка с теплоносителем без воздуха	Не обнаружено	Отсутствует
Пробирка с теплоносителем и воздухом	$4,6.10^{2}$	Aspergillus versicolor
Жидкая среда Чапека	$3,3.10^{6}$	Aspergillus versicolor

Получен новый нетоксичный пожаробезопасный теплоноситель «Триол», изучены его физико-химические, теплофизические и токсикологические свойства в диапазоне рабочих температур.

В настоящее время внутренние контура всех пилотируемых космических аппаратов заправляются только этим теплоносителем. В частности, теплоносителем «Триол» заправлены внутренние контура СТР служебного модуля и функционального грузового блока Международной космической станции.

Российским агентством по патентам и товарным знакам РКК «Энергия» выдан патент на химический состав теплоносителя «Триол» [6].

#### Список литературы

1. Садовникова Л.Д. Психические нарушения при острых отравлениях этиленгликолями. М., 1983.

2. Щербаков А.И., Морковин А.В., Чернова Г.П., Борисенко Т.Б. и др. Коррозионная стойкость алюминиевых сплавов в водноорганических теплоносителях // Коррозия: материалы, защита. 2003. № 5. С. 10–14. 3. Щербаков А.И., Морковин А.В., Чернова Г.П., Борисенко Т.Б. и др. Коррозионноэлектрохимическое поведение сплава алюминия АМг-6 в теплоносителях. Ч. І. Водно-ацетатные растворы // Коррозия: материалы, защита. 2006. № 8. С. 17–23.

4. Щербаков А.И., Морковин А.В., Чернова Г.П., Борисенко Т.Б. и др. Коррозионноэлектрохимическое поведение сплава алюминия АМг-6 в теплоносителях. Ч. II. Состав «Факт» // Коррозия: материалы, защита. 2006. № 10. С. 7–12.

5. Щербаков А.И., Морковин А.В., Чернова Г.П., Борисенко Т.Б. и др. Коррозионноэлектрохимическое поведение сплава алюминия АМг-6 в теплоносителях. Ч. III. Состав «Триол» // Коррозия: материалы, защита. 2006. № 11. С. 11–16.

6. Патент 2137798. Российская Федерация. Композиция низкотемпературного теплоносителя. Морковин А.В., Борисенко Т.Б., Файкин Е.В., Плотников А.Д. и др.; заявитель и патентообладатель – ОАО «РКК «Энергия» — № 98120219; заявл. 10.11.98; приоритет от 10.11.1998.

Статья поступила в редакцию 18.03.2013 г.

# ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ

1. К публикации в журнале «Космическая техника и технологии» принимаются оригинальные, ранее не публиковавшиеся научно-технические статьи, отвечающие профилю журнала и соответствующие настоящим требованиям.

2. Объем статьи не должен превышать 20 страниц печатного текста, включая таблицы. Статья должна содержать не более 10 рисунков, графиков, иллюстраций. Все страницы должны быть пронумерованы. В тексте статьи должны содержаться рисунки, таблицы, графики и иллюстрации, если они есть по тексту.

3. Изложение материала должно быть в следующей последовательности (ГОСТ Р 7.0.7-2009, требования ВАК):

- индекс УДК (слева);
- название статьи на русском и английском языках;
- фамилия, имя, отчество полностью всех авторов на русском и английском языках;
- контактная информация: *e-mail*;
- краткая аннотация на русском и английском языках (ГОСТ 7.9-95);
- ключевые слова на русском и английском языках;
- основной текст;
- выводы (или заключение);
- список литературы.

4. Рисунки, таблицы и графики оформляются согласно ГОСТ 7.32-2001. Размер рисунка, графика должен обеспечивать ясность передачи всех деталей. Таблицы должны содержать заголовки.

Иллюстративный материал предоставляется в цветном изображении в форматах *jpeg (jpg)* или *tiff* (*tif*) с разрешением не менее 300 *dpi*. Размер иллюстраций должен быть не более формата A4.

Рисунки, таблицы, графики, иллюстративный материал и подрисуночные подписи дополнительно предоставляются в виде отдельных файлов.

5. Набирать текст необходимо в *MS Word*, используя стандартный шрифт *Times New Roman*, размер – 12, интервал – полтора. Поля со всех сторон – 25 мм.

6. Для набора формул следует использовать редактор формул *Math Equation* или встраиваемый формульный процессор *Math Type*. Формулы в тексте должны быть напечатаны без дополнительных интервалов между строками текста. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте согласно ГОСТ 2.105-95.

7. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы.

8. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.

9. Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы.

Для книг указывается место издания, издательство, год издания.

Для статей – название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц согласно ГОСТ Р 7.0.5-2008, ГОСТ 7.82-2001.

Для патентов – страна, номер, название, автор, заявитель и патентообладатель, дата подачи заявки, дата приоритета, название издания и его номер, дата публикации.

Автор несет ответственность за правильность данных, приведенных в списке литературы.

- 10. К статье должны быть приложены сведения об авторах:
- фамилия, имя, отчество полностью всех авторов;
- ученое звание и ученая степень каждого из авторов на русском языке;

• должность, место работы (полное название организации, страна, город) на русском и английском языках;

- контактная информация: *e-mail*, телефон;
- корреспондентский почтовый адрес (можно один на всех авторов)

• фотографии авторов (в форматах *jpeg (jpg)* или *tiff (tif)* с разрешением не менее 300 *dpi*, размер не менее 60×40 мм).

При желании можно указать сферу профессиональных интересов (не более 7 слов) и общее количество публикаций каждого из авторов.

В сведениях об авторах должен быть указан ответственный автор (автор, которому делегированы полномочия представлять интересы группы авторов), с кем редакция будет взаимодействовать при работе над статьей.

11. Материалы для публикации, оформленные с нарушением указанных правил, не рассматриваются и возвращаются автору на доработку.

12. В редакцию статья представляется с полным комплектом следующих документов:

• представление (сопроводительное письмо) руководителя организации или доктора наук – члена редколлегии или редакционного совета журнала;

• рукопись статьи в двух экземплярах, напечатанных на принтере на одной стороне стандартного листа формата А4, подписанная всеми ее авторами;

• подписанный лицензионный договор;

• оригинал экспертного заключения о возможности открытой публикации;

• *CD* или *DVD*-диск, содержащий файлы: текст статьи в формате *doc* с рисунками, графиками, таблицами, иллюстрациями; сведения об авторах; фотографии авторов; файлы иллюстраций, рисунков, таблиц, графиков.

13. Каждая рукопись статьи проходит предварительную экспертизу для определения:

• является ли материал научной или научно-технической статьей;

• является ли статья оригинальной (не публиковавшейся ранее или частично опубликованной и где), результаты получены автором или заимствованы, имеются ли соответствующие ссылки на литературные источники;

• актуальности, новизны и/или практической значимости работы.

По результатам предварительной экспертизы ответственному автору направляются рекомендации по возможности предоставления ее в редакцию или необходимости доработки статьи.

14. Зарегистрированная статья направляется на рецензирование одному из рецензентов журнала. При положительной рецензии с замечаниями авторы обязаны доработать статью в соответствии с рекомендациями рецензента, после чего представить в редакцию доработанный вариант с ответом на рецензию, подписанным авторами (ответственным автором по поручению авторов) с указанием даты. В этом случае датой поступления статьи в редакцию считается дата регистрации доработанного варианта статьи.

Авторы могут не согласиться с рецензентом и представить мотивированное обоснование о нецелесообразности полной или частичной доработки. При несогласии рецензента редколлегия может направить статью другому рецензенту или согласиться с мнением авторов и принять статью к публикации. При двух отрицательных рецензиях статья не может быть опубликована в настоящем журнале.

15. Отредактированная и сверстанная статья для оригинал-макета номера журнала (корректура статьи) в электронном виде по электронной почте или другим способом высылается автору (ответственному автору) вместе с правилами работы с корректурой. Автор обязан в срок до 5 рабочих дней по электронной почте выслать в редакцию предложения об исправлении ошибок, подготовленные в соответствии с правилами работы с корректурой. Автор в указанный срок может лично в редакции внести исправления в корректуру.

При отсутствии замечаний автор должен известить об этом редакцию.

При не поступлении в редакцию замечаний в течение 5 рабочих дней корректура считается согласованной и ответственность за возможные ошибки несут авторы. Замечания после этого срока не принимаются.

Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов можно получить в редакции журнала по тел.:8(495) 513-87-46 или по e-mail: ktt@rsce.ru.

### ТЕМАТИКА ЖУРНАЛА

• Стратегия и перспективы развития космической техники и технологий

Баллистика, аэродинамика, механика полета, прочность, исследование космоса
Создание, целевое использование и эксплуатация пилотируемых аппаратов и

- комплексов
- Создание и эксплуатация автоматических аппаратов, комплексов и систем

• Средства выведения, космические транспортные системы, двигатели, двигательные и энергетические установки

- Бортовые и наземные комплексы управления и системы
- Системы терморегулирования и жизнеобеспечения
- Материалы, производство и технологии изделий ракетно-космической техники

• Бизнес, экономика и менеджмент космической деятельности, управление проектами и кадрами, международная деятельность

#### <u>Издатель</u>

Четырежды ордена Ленина, ордена Октябрьской Революции ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" им. С.П. Королева»

#### Научный редактор

Синявский В.В.

#### <u>Редакторы</u>

Харченко Д.И. Черных О.А. Евлампиева О.А. Колобова Н.В.

### Технический редактор

Бушуева Е.С.

#### <u>Дизайн и верстка</u>

Кузнецова Т.В. Алексеева Т.А. Паук Е.В.

#### Разработка и дизайн обложки

Алексеева Т.А. Колесникова М.В. Милехин Ю.Н.

#### Адрес редакции

Ул. Ленина, 4А, г. Королев, Московская область, Россия, 141070 Тел. 8(495)513-87-46 E-mail: ktt@rsce.ru

Подписано в печать 11.06.2013 г. Формат 60×84/8. Бумага мелованная. Цифровая печать. Объем 11,25 печл. Тираж 200 экз. Заказ №4275

Отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ОАО «РКК "Энергия" им. С.П. Королева»



Ул. Ленина, 4А, г. Королев, Московская обл., Россия, 141070

тел. (495) 513-86-55, факс (495) 513-86-20 e-mail: post@rsce.ru; www.energia.ru