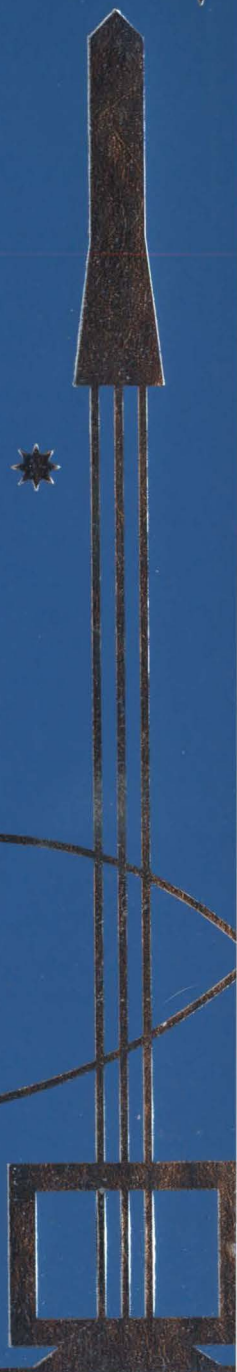


В.К. Сердюк

**ПРОЕКТИРОВАНИЕ
СРЕДСТВ
ВЫВЕДЕНИЯ
КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ**



ПРОЕКТИРОВАНИЕ
СРЕДСТВ
ВЫВЕДЕНИЯ
КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ

*Посвящается
внукам
Дмитрию и Михаилу*

В.К. Сердюк

ПРОЕКТИРОВАНИЕ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Под редакцией д-ра техн. наук
профессора А.А. Медведева

*Допущено Учебно-методическим объединением
высших учебных заведений Российской Федерации
по образованию в области авиации, ракетостроения
и космоса в качестве учебного пособия для студентов
высших учебных заведений РФ, обучающихся
по специальностям 160801 “Ракетостроение”
и 160802 “Космические летательные аппараты
и разгонные блоки*



Москва “Машиностроение”

“Машиностроение - Полет” 2009

УДК 629.78(075.8)
ББК 39.62я73
С32

Рецензенты: кафедра «Космические аппараты и ракеты-носители»
МГТУ им. Н.Э. Баумана, зав. каф. д-р техн. наук *Ю.Н. Коптев*; начальник
комплекса ЦНИИМАШ д-р техн. наук *В.В. Вахниченко*

Сердюк В.К.

С32 Проектирование средств выведения космических аппаратов:
учеб. пособие для вузов / под ред. А.А. Медведева. М: Машино-
строение, 2009. 504 с., ил.

ISBN 978-5-217-03441-3

Рассмотрены различные аспекты разработки средств выведения — ракет-носителей и межорбитальных транспортных аппаратов (разгонных блоков) как сложных технических систем, включая экономические проблемы пусковых услуг, содержание жизненного цикла и основные проектные процедуры. Изложены методические подходы к определению их основных проектных параметров и формированию конструктивно-компоновочных схем. Представлены материалы, связанные с анализом проблем принятия решения по основным функциональным системам: двигательным установкам, системам управления и системам распределения. Рассмотрены перспективы создания многоразовых средств выведения.

Учебное пособие соответствует Государственному образовательному стандарту высшего профессионального образования по специальностям 160801 «Ракетостроение» и 160802 «Космические летательные аппараты и разгонные блоки».

ББК 39.62я73

ISBN 978-5-217-03441-3

© В.К. Сердюк, 2009
© ООО «Машиностроение—Полет», 2009
© ОАО «Издательство «Машиностроение», 2009

V.K. Serdyuk

SPASE TRANSPORTATION SYSTEM DESIGN

**Editor A.A. Medvedev,
Doctor of Technical Sciences, Professor**



Moscow “Mashinostroenie”

“Mashinostroenie - Polyot” 2009

Reviewed by: The spacecraft and launch vehicles department, Bauman Moscow State Technical University; Director of the department Yu.N. Koptev, PhD;
V.V. Vakhnichenko, PhD, CEO, TSNIIMASH central research and development institute of machine engineering

Serdyuk V.K.

Space Transportation System Design: training manual for higher education students/ edited by A.A. Medvedev. Moscow: Mashinostroenie, 2009. 504 p.

ISBN 978-5-217-03441-3

The manual gives an all-sided view of a multitude of issues pertaining to the development of launch vehicles and orbital transfer vehicles (e.g. upper stages), which are regarded as complex technical systems, and scrutinizes the economy of launch services, main life-cycle maintenance and space transportation system development procedures. Furthermore, approaches to the design criteria and layout generation are presented, and major decision-making problems are outlined, arising during the development of launch vehicle critical elements, such as engines, control systems and separation systems. Prospects of reusable space vehicles are also considered.

The manual meets the requirements put forward in the State Educational Standard for Higher Education in Specialties 160801 (Rocket building) and 160802 (Spacecraft and upper stages).

ПРЕДИСЛОВИЕ

Стремительное развитие ракетно-космической техники предопределяет большое внимание к подготовке кадров для этой отрасли. Отличительной особенностью нашего времени является существенное влияние на принятие решений при создании ракетно-космической техники конкурентоспособности разрабатываемых изделий на мировом рынке космических услуг. Периодически выпускаемая учебная литература требует постоянной доработки, при которой учитывалось бы не только состояние текущего уровня техники, но и ближайшие перспективы ее развития. Этим и объясняется издание предлагаемого учебного пособия. В нем не только нашли отражение технико-экономические аспекты развития международного космического рынка, но и показана значимость системотехнического взгляда при принятии решений в процессе проектирования таких сложных объектов, как средства выведения космических аппаратов.

При подготовке пособия автор отдавал предпочтение физической стороне рассматриваемых проблем, стараясь не перегружать читателя математическими выкладками и доказательствами. Методы решения задач проектирования существенно отличаются от решения классических задач математики, механики и других наук, но при этом базируются на них. Опыт автора и его коллег показывает, что усвоению сути системного подхода как основного «инструментария» современного инженера-проектанта способствуют конкретные примеры, поэтому в учебном пособии им уделяется большое внимание. Для облегчения «привязки» рассматриваемых методических проблем к реальным изделиям в пособии представлены статистические материалы, что позволяет упростить выполнение самостоятельных работ, предусмотренных в соответствующих курсах.

Член-корреспондент РАН, профессор О.М. Алифанов

Учебное пособие тематически разделено на пять частей. В вводной части (главы 1 и 2) акцент делается на проблемах международного космического рынка пусковых услуг. Во второй части (главы 3–7) в предельно сжатом виде освещены общесистемные проблемы разработки сложных технических систем, каковыми являются космические ракетные комплексы, ракеты космического назначения, межорбитальные транспортные аппараты; рассмотрены жизненный цикл системы, основные системотехнические понятия, основные проектные процедуры. Третья часть (главы 8–21) содержит материалы, связанные с анализом проблем по выбору проектных параметров ракет космического назначения и их основных систем (двигательной установки, систем управления и систем разделения). Четвертая часть (главы 22–27) содержит анализ проблем выбора проектных параметров межорбитальных транспортных аппаратов и их основных служебных систем. В заключительной, пятой части (главы 28 и 29) обсуждаются перспективы создания многоцветных средств выведения. Каждая глава представляет собой в определенной степени автономный блок со своим содержанием и списком рекомендуемой литературы.

В учебное пособие включены материалы предыдущих работ автора и данные, заимствованные из отечественной и зарубежной литературы, представленной, как правило, в списках рекомендуемой литературы в соответствующих главах.

Учебное пособие соответствует:

Государственному образовательному стандарту высшего профессионального образования по специальности 160802 «Космические летательные аппараты и разгонные блоки»: «Основы проектирования, конструирования и производства космических аппаратов»;

Программе курса «Проектирование КА и комплексов» из раздела «Дисциплины специализации», а также

Государственному образовательному стандарту высшего профессионального образования по специальности 160801 «Ракетостроение»: «Основы проектирования, конструирования и производства летательных аппаратов», программе курса из раздела «Дисциплины специализации» – «Проектирование летательных аппаратов и комплексов». Книга будет полезна также молодым специалистам и инженерам упомянутых специальностей.

Автор приносит глубокую благодарность редактору профессору д-ру техн. наук А.А. Медведеву, чьи советы во многом определили не только терминологическую корректность учебного пособия, но и инициировали в определенной степени пересмотр отношения к подготовленному материалу; коллегам по работе (профессору д-ру техн. наук О.М. Алифанову, профессору д-ру техн. наук Ю.А. Матвееву, профессору д-ру техн. наук А.А. Золотову, доценту канд. техн. наук Б.П. Перелыгину, канд. техн. наук В.Г. Петухову, канд. техн. наук Е.И. Моторному), от которых автор получил много полезных методических советов.

Автор выражает искреннюю благодарность коллективу кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана, руководимому д-ром техн. наук профессором Ю.Н. Коптевым, в особенности профессору д-ру техн. наук В.А. Миненко, и начальнику комплекса ЦННИмаш д-ру техн. наук В.В. Вахненко, которые взяли на себя труд рецензирования рукописи и чьи конструктивные замечания и методические советы были учтены при доработке рукописи.

Космические исследования. Космическая деятельность. Космическая программа. Федеральная космическая программа. Космические системы. Ракетно-космический комплекс. Космический ракетный комплекс. Средства выведения

Космические исследования, являющиеся неотъемлемым атрибутом современного мира, направлены на решение кардинальных проблем человечества: познание окружающей среды, поиск сырьевых и энергетических ресурсов, совершенствование технологий, улучшение информационного обеспечения, на научное, экономическое и социальное развитие страны, обеспечение национальной безопасности и т.д. Особенностью России являются огромные размеры ее территории, потенциально богатейшие, но в значительной степени не исследованные природные ресурсы, большая протяженность сухопутных и морских границ, что объективно приводит к необходимости использования космической инфраструктуры для решения многих задач. В частности, глобальность и высокая информативность наблюдений из космоса позволяют принципиально по-новому реализовывать многие традиционные исследования природных ресурсов Земли, охраны окружающей среды и метеорологии. В практику повседневной жизни вошли и продолжают развиваться космические системы связи и телевидения, обеспечивающие решение задач информационного обслуживания населения в самых удаленных районах; на космических станциях получены вещества с принципиально новыми свойствами.

Без космонавтики трудно представить дальнейшее развитие астрофизики, геофизики, планетологии и других фундаментальных наук. Трудно переоценить значение информационных космических средств для наблюдения и контроля за соблюдением военных договоров и соглашений, предупреждения о ракетном нападении, управления военной деятельностью страны в мирное время и в критический период, а также и при других возможных вариантах развития военно-политической обстановки. Космическая техника оказала большое влияние на стимулирование дальнейшего развития наук о Земле, Солнце, Вселенной и таких областей науки и техники, как кибернетика, вычислительная техника, материаловедение и др.

Космическая деятельность в нашей стране, начиная с запуска 4 октября 1957 г. первого советского искусственного спутника

Земли, характеризуется решением все более сложных задач, некоторые из которых стали этапными в развитии мировой космонавтики. К ним, в первую очередь, следует отнести: первый полет человека в космос; выход человека в открытый космос; достижение второй космической скорости, обеспечившее первые полеты автоматических аппаратов к Луне и Венере; облеты Луны и фотографирование видимой и невидимой ее сторон; полеты автоматических аппаратов к Венере, Марсу и его спутнику Фобосу; полеты к комете Галлея.

Вслед за Советским Союзом, начиная с 1958 г., космические полеты осуществили США; с 1965 г. — Великобритания, Канада, Италия, Франция, позже — Австралия, ФРГ, Япония, Китай и другие страны. Но пока только три из них — Россия, США и Китай — способны в настоящее время осуществлять космическую деятельность во всем ее многообразии — от изготовления и запусков космических аппаратов до осуществления пилотируемых космических полетов и исследований планет Солнечной системы.

В создание ракетно-космической техники вовлечено большое количество организаций, относящихся непосредственно к ракетно-космической промышленности, и многие другие предприятия, научные организации, работающие в кооперации с первыми. В России их деятельность координируется на правительственном уровне Федеральным космическим агентством.

Федеральное космическое агентство (Роскосмос) (рис. 1.1.) является государственным заказчиком по созданию космических систем, комплексов и средств научного и народно-хозяйственного назначения, по системам, комплексам и средствам двойного применения (совместно с Министерством обороны), в том числе по объектам космической инфраструктуры. В каждом государстве, вовлеченном в той или иной мере в космическую деятельность, существует подобная организация на правительственном уровне: NASA в Соединенных Штатах (рис. 1.2), NASDA в Японии, CNES во Франции и т.д.

В Российской Федерации космические исследования и использование космического пространства, в том числе Луны и других небесных тел, являются важнейшими приоритетами государственных интересов, что зафиксировано в законе «О космической деятельности». В соответствии с этим законом под *космической деятельностью* понимается любая деятельность, связанная с непосредственным проведением работ по исследованию и использованию космического пространства, включая Луну и другие небесные тела.

На современном этапе стратегической целью космической деятельности Российской Федерации является сохранение накопленного космического потенциала и его активное и эффективное использова-



Рис. 1.1. Структура центрального аппарата Федерального космического агентства

ние для решения наиболее актуальных народно-хозяйственных и научных задач.

Основными целями космической деятельности в соответствии с законом являются:

- содействие экономическому развитию государства, повышению благосостояния населения Российской Федерации путем рационального и эффективного использования космической техники, космических материалов и космических технологий, а также расширения масштабов их использования;
- укрепление и развитие научно-технического потенциала и интеллектуального потенциала космической индустрии и ее инфраструктуры;
- содействие укреплению обороны и обеспечению безопасности Российской Федерации;
- дальнейшее совершенствование и накопление научных знаний о Земле, космическом пространстве и небесных телах;



Рис. 1.2. Структура центрального аппарата Национального агентства по аэронавтике и космосу (США)

- развитие и расширение международного сотрудничества Российской Федерации в интересах дальнейшей интеграции Российской Федерации в систему мировых хозяйственных связей и обеспечения международной безопасности.

Сформулированные выше цели не являются постоянными во времени, а периодически в зависимости от обстоятельств как внутригосударственного, так и международного характера, могут уточняться и пересматриваться. Все возрастающее число задач, решаемых с помощью космических аппаратов, разнообразие и усложнение функций космонавтики в различных сферах деятельности человека требуют некоторого упорядочения. На рис. 1.3 в укрупненном виде представлена одна из возможных структур целей и задач космонавтики, в которой нашла отражение попытка их упорядочения.

Космическая деятельность включает в себя создание (в том числе разработку, изготовление и испытания), использование (эксплуатацию) космической техники, космических технологий и оказание иных, связанных с космической деятельностью услуг, а также международное сотрудничество Российской Федерации в области исследования и использования космического пространства, и осуществляется в рамках соответствующих *космических программ*.

Понятие «программа» весьма широкое и часто употребляется в самых разнообразных смыслах. Ниже под программой будет пониматься общий план взаимосвязанной совокупности действий, происходящих во времени, направленных на реализацию определенной научной или технической задачи (задач) и характеризующихся последовательностью: проектирование, разработка и эксплуатация соответствующих систем.

Именно применительно к деятельности, связанной с использованием средств ракетно-космической техники, предлагается использовать понятие *космическая программа*, понимая в широком смысле ее объект как фрагмент человеческой деятельности, направленный на достижение некоторой заранее определенной цели с использованием средств ракетно-космической техники.

Деятельность любой государственной отрасли, в том числе ракетно-космической, осуществляется в рамках соответствующих федеральных (национальных) программ (образовательной, обороной, энергетической, социальной и т.д.), в том числе космической. *Федеральная космическая программа* Российской Федерации является документом, на основании которого формируется государственный заказ на создание и использование космической техники в научных и социально-экономических целях. Формирование Федеральной



Рис. 1.3. Структура целей и основных задач российской космонавтики [1.3]

космической программы осуществляется на основе следующих принципов:

- гарантированное соблюдение государственных интересов России при осуществлении космической деятельности;
- государственное управление космической деятельностью, включая координацию деятельности российских организаций на мировом и внутреннем рынках космической техники и услуг;
- обеспечение выполнения международных обязательств России в части космической деятельности и, прежде всего, в области пилотируемых полетов и фундаментальных космических исследований;
- учет первостепенных потребностей в космических средствах и услугах внутри страны и на мировом рынке, возможностей конструкторской и производственной баз, ожидаемых уровней финансирования и инвестиций, отбор наиболее приоритетных проектов по результатам конкурсов;
- создание космических систем и комплексов двойного назначения, расширение практики использования космических систем и комплексов гражданского назначения в военных целях и использования космических систем (комплексов) военного назначения в гражданских целях;
- строгое соответствие разрабатываемых в программе технологий перечню приоритетных направлений развития науки и техники и критических технологий федерального уровня (утверждаемых на правительственном уровне);
- активное использование в российских космических системах и комплексах достижений отечественной и зарубежной науки и техники, передовых технологий и технических решений, сокращение сроков и затрат на их создание;
- концентрация материальных и финансовых ресурсов на создании и применении наиболее совершенных систем и комплексов, имеющих приоритет на внутреннем рынке и конкурентоспособность на мировом рынке космической техники и услуг;
- последовательное снижение отрицательного влияния космической деятельности на среду обитания.

Федеральная космическая программа включает в себя программы долгосрочных работ, ежегодные программы-планы реализации космических проектов, планы запусков космических аппаратов. Содержание программы соответствует утвержденным на правительственном уровне приоритетным направлениям работ и задач, решаемых с использованием космических средств, которыми в настоящее время являются:

- мониторинг природной среды, контроль за чрезвычайными ситуациями и экологическими бедствиями и обеспечение работ по ликвидации их последствий;

- глобальное и высокоточное координатно-временное обеспечение в любой точке Земли в любой момент времени;
- обеспечение глобальной связи и телевидения на всей территории Российской Федерации;
- исследование природных ресурсов;
- развитие орбитальных пилотируемых полетов, отработка технологий производства в космосе новых материалов и высокочистых веществ;
- проведение фундаментальных научных исследований в области астрофизики, планетологии, физики Солнца и солнечно-земных связей;
- реализация международных соглашений по созданию и эксплуатации международной космической станции и исследованию планет;
- создание научно-технического задела для перспективной космической техники.

Все текущие задачи обычно представляются в соответствующих тематических разделах Федеральной космической программы, например:

- фундаментальные исследования Солнечной системы;
- космическая связь;
- космическая навигация и геодезия;
- космические технологии;
- экологический контроль и исследование природных ресурсов Земли;
- транспортная космическая система и др.

В рамках Федеральной космической программы предусматривается также участие в международных космических программах (например, программа по международной космической станции). Кроме того, многие предприятия отрасли участвуют в различных коммерческих космических программах — как национальных, так и международных.

В структуре Федерального космического агентства имеется несколько головных научно-исследовательских институтов, также участвующих в процессе создания образцов ракетно-космической техники, осуществляя научно-техническое «сопровождение», т.е. поэтапную экспертизу документации: технического задания, программ обеспечения качества, надежности, безопасности космических комплексов, комплексных программ их экспериментальной отработки, программ летных испытаний, а также результатов этих испытаний с выдачей рекомендаций о применении космических комплексов.

Основные источники финансирования Федеральной космической программы:

- федеральный бюджет;

- внебюджетные источники финансирования, в том числе за счет коммерческих запусков космических аппаратов, космической навигации, космического картографирования и др.

В качестве материальной основы космической программы следует понимать конкретный объект ракетно-космической техники, например космическую (или ракетно-космическую) систему.

Под **космической системой** понимается совокупность нескольких (одного) ракетно-космических комплексов и системы получения и обработки информации, предназначенных для решения различных задач в космическом пространстве и из него. Структура и состав космической системы зависят, в первую очередь, от целевого назначения системы. Пример структуры космической системы представлен на рис. 1.4.

Компоненты космической системы представляют собой технические устройства и системы различной физико-технической природы (КА, наземные станции слежения, сооружения и оборудование стар-

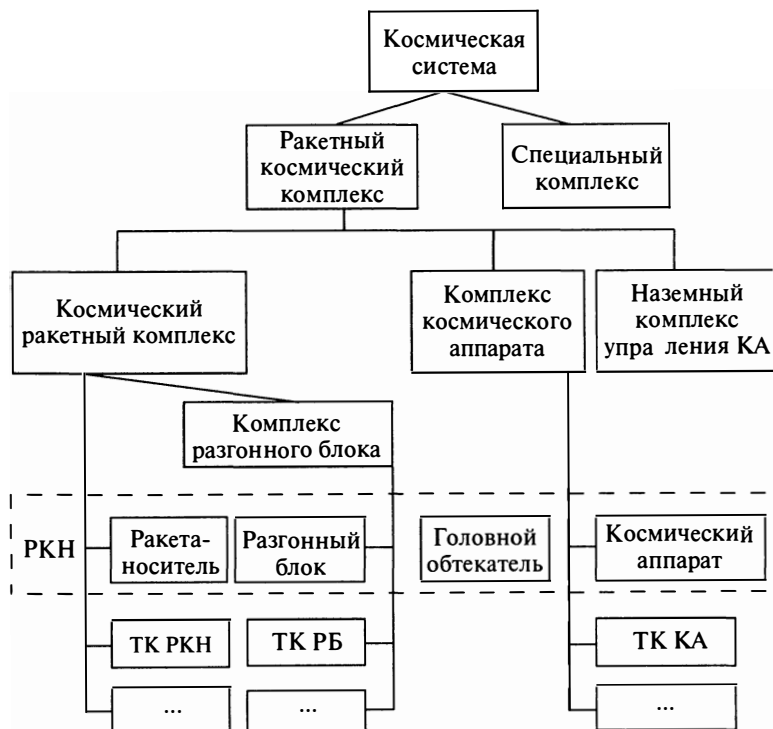


Рис. 1.4. Пример укрупненной структуры космической системы

тового комплекса, ракеты-носители и др.), объединенные информационными и функциональными связями в целостную совокупность — космическую систему. Компоненты функционируют согласованно, обеспечивая решение задач, для которых предназначена космическая система.

В качестве примера можно привести следующие системы:

- спутниковая система связи «Молния»,
- космическая навигационная система ГЛОНАСС,
- космическая навигационная система GPS (Navstar).

В рамках конкретной космической программы может быть задействована одна или несколько космических систем.

Обычно однотипные космические системы представляют собой совокупность соответствующего космического комплекса и специального космического комплекса. Следует отметить, что понятие комплекс является одним из ключевых в общей системе понятий ракетно-космической техники.

Комплекс — совокупность составных частей, систем, агрегатов, приборов, обеспечивающих функционирование и выполнение задач в соответствии с тактико-техническим заданием (ТТЗ) на комплекс. Нормативные документы определяют содержание упомянутых выше и подчиненных им понятий, в частности:

- **ракетный космический комплекс (РКК)** — это совокупность космического ракетного комплекса (КРК), комплекса космического аппарата, запуск которого обеспечивается с помощью данного КРК, и наземного автоматизированного комплекса управления КА;

- **под космическим ракетным комплексом** принято понимать совокупность: ракеты-носителя конкретного типа (базовой) с ее возможными модификациями; технических средств; сооружений с техническими системами и коммуникациями, предназначенных для проведения заданной технологии работ с ракетами-носителями и (или) ракетами космического назначения, собранными на основе данной базовой ракеты-носителя; средств по их подготовке к пуску, содержанию в установленных готовностях, пуску и управлению на активном участке траектории полета;

- **комплекс космического аппарата** — это совокупность собственно космического аппарата, головного обтекателя с комплектами технологического оборудования, сооружениями; с техническими системами технической и стартовой позиции, предназначенными для транспортирования, испытаний и поддержания в готовности и подготовки к запуску.

Наземный автоматизированный комплекс управления космическими аппаратами — это совокупность технических средств центров и пунктов управления; командно-измерительных и командных пунк-

тов; информационного и математического обеспечения, предназначенных для формирования наземных комплексов управления космическими аппаратами, обеспечения автоматизации процессов управления их функционированием.

Основное внимание далее будет уделено одному из ключевых элементов космических ракетных комплексов — *средствам выведения*. Традиционно средства выведения (более полное название — средства выведения орбитальных средств) представляются в виде двух типов:

- ракеты-носители, обеспечивающие транспортировку грузов по маршруту «Земля — низкие орбиты»;
- разгонные блоки (межорбитальные транспортные аппараты), обеспечивающие транспортировку грузов по маршрутам «низкие околоземные орбиты — высокоэнергетические орбиты и отлетные траектории».

Следует заметить, что такое разделение средств выведения по функциям является достаточно условным и (очевидно) в будущем трансформируется по мере их развития, например, с развитием многоразовых средств выведения, которые способны не только доставлять полезные грузы на низкие околоземные орбиты, но и возвращать их на Землю, или в связи с появлением задач транспортного обеспечения космических объектов, предусматривающих различные маневры вокруг них.

Список литературы

1.1. **Осипов Ю.С.** Фундаментальные космические исследования // Космонавтика и ракетостроение. 1996. № 6.

1.2. **Мишин В.П.** От создания баллистических ракет к ракетно-космическому машиностроению. М.: ИИЦ «Информ-Знание», 1998.

1.3. **Новые** наукоемкие технологии в технике: Энциклопедия Т. 21 / под общ. ред. К.С. Касаева. М.: ЗАО НИИ «Энцитех», 2002. 554 с.

1.4. **Закон** Российской Федерации о космической деятельности (№ 147-ФЗ от 29.11.96)

1.5. **Космонавтика:** Энциклопедия. / гл. ред. В.П. Глушко; Редколлегия: В.П. Бармин, К.Д. Бушуев, В.С. Верешетин и др. М.: Сов. энциклопедия, 1985. 528 с.

1.6. **Федеральная** космическая программа России на 2006–2015 годы // Российский космос. 2006. № 1.

1.7. **Лисов И.** Федеральное космическое агентство: структура и полномочия // Новости космонавтики. 2004. № 10.

Спрос на запуски КА. Прогноз рынка запусков. Предложения рынка пусковых услуг. Модель грузопотока

Исторически сложилось так, что космическая деятельность пионеров в этой области — СССР и США — возникла и развивалась в целях решения крупных национальных задач (в первую очередь оборонных), в основном в условиях полной финансовой, организационной и административной ответственности и поддержки государства. Именно вовлеченность космической техники в решение задач национальной обороны долгое время препятствовала открытости космической деятельности.

В процессе эволюции космической техники постоянно возрастала актуальность таких задач, как снижение уровня затрат на космические программы, использование космических систем для решения прикладных гражданских задач, перенос технологий космической промышленности в другие отрасли, обеспечение доступа к космическим технологиям для всех заинтересованных организаций и лиц. Кроме того, геополитические изменения последних лет привели к ослаблению государственного регулирования и развитию частной инициативы в сфере космической деятельности.

С середины 1960-х гг. сначала в США, а затем и в других странах стал развиваться процесс коммерциализации космической деятельности, прежде всего в области спутниковой связи и метеорологии, который в конце 1970-х гг. дополнился услугами по выведению в космос полезных нагрузок, а в 1990-х гг. этот процесс охватил практически все остальные области космической техники. В начале XXI в. количество вовлеченных в космическую деятельность стран, т.е. стран, которые имели бы собственные космические программы, превысило 50. Только в течение 1998 г. 30 ведущих стран мира истратили на космические программы 34,2 млрд дол. США. В 2000 г. объем мирового рынка составил уже 100 млрд дол. США.

Из-за более позднего по сравнению с другими развитыми космическими странами вхождения отечественной ракетно-космической промышленности в международный космический рынок доходы от коммерческой деятельности ее предприятий и организаций составляют небольшую долю от общего уровня доходов на этом рынке. Доля российского экспорта в 2001–2005 гг. составила 2,3 млрд дол. США (4,9%). Наибольший суммарный вклад (около 70%) в объеме российского экспорта за 1995–2005 гг. внесли пусковые услуги.

Рынок пусковых услуг является одним из ключевых сегментов международного космического рынка. Его формирование в соответствии с классическим определением понятия рынка определяется спросом и предложением на запуски.

История формирования и эволюция этого сегмента мирового космического рынка имеет ряд весьма специфических особенностей. Прежде всего эта специфика заключается в том, что появление парка средств выведения в обеих лидирующих в этой области странах (СССР и США) не связано напрямую со спросом на них для выведения КА, а является побочным продуктом программ создания межконтинентальных баллистических ракет (МБР) и обеспечения национальной космонавтики. Классическим примером является запуск первого в мире искусственного спутника Земли, открывший эру освоения космического пространства. Спутник был выведен на модифицированной для этих целей МБР Р-7, которая стала основой многих космических программ, включая пилотируемые.

Этот подход к созданию ракет-носителей космического назначения (РКН) сохранялся до 1980-х гг. Исключением можно считать создание РКН Н1 в СССР и «Saturn 5» в США. Даже созданные в 1980-е гг. средства выведения Space Shuttle (США), «Зенит» и «Энергия»—«Буран» (СССР) в определенной степени ориентировались на двойное применение. Такой подход существует и сегодня. Кроме того, наблюдается тенденция к адаптации создаваемых средств выведения к мировому рынку пусковых услуг.

Спрос на запуски КА. Спрос на средства выведения появился в результате демонстрации возможностей космических технологий в рамках исключительно государственных программ как прикладного, так и научного назначения. Осознание исключительных возможностей космических технологий привело к бурному развитию космической индустрии производства и эксплуатации КА, в первую очередь связанных, а затем к развитию дистанционного зондирования Земли, навигационных и др.

Увеличение числа таких КА инициировало переход к коммерческим отношениям между организациями-заказчиками, организациями, изготавливающими космические объекты и организациями, обеспечивающими их запуск. Развитие этих отношений способствует вовлечению частных фирм в создание ИСЗ различного назначения. Эти обстоятельства повлекли за собой появление быстро развивающегося коммерческого рынка полезных грузов, т.е. разработки, изготовления и испытаний различных КА, а также рынка пусковых услуг, т.е. выведения КА на орбиты.

На последующем этапе эволюции мирового космического рынка на смену одиночным КА прикладного назначения пришли груп-

пировки КА, которые в совокупности со связанными с ними наземными сегментами, объединенными единой целевой задачей, образуют космические системы прикладного назначения. В состав таких систем входят, как правило, несколько ИСЗ, наземные центры управления этими КА, а также центры приема и обработки информации.

В настоящее время определились следующие системы:

- связные (телекоммуникационные);
- навигационные;
- дистанционного зондирования Земли;
- метеорологические;
- космической технологии;
- научно-исследовательские;
- оборонные и др.

В табл. 2.1 представлено распределение КА, составных частей вышеупомянутых систем по рабочим орбитам (по состоянию на 31 декабря 2006 г.).

Прогноз рынка запусков формируется в виде модели спроса на пуски создаваемых КА. На заданном интервале прогноза модель «спрос на пуски» должна содержать следующие составляющие:

- номенклатуру запускаемых космических аппаратов;
- технические характеристики КА;
- программу запросов на пуски в виде распределения по времени моментов запусков отдельных КА внутри интервала прогнозирования, включая развертывание и восполнение.

Из мировой практики известно, что цикл разработки, производства и запуска КА составляет обычно 3...5 лет (для отечественных КА этот диапазон несколько шире), а замена выводимых из эксплуатации КА происходит по известному заранее графику. Поэтому, располагая данными о фирмах-изготовителях, а также о времени жизни отдельных КА и орбитальных систем, можно с определенной достоверностью прогнозировать спрос на выведение КА. В качестве примера в табл. 2.2 приведены прогнозы запусков КА на две группы орбит (геопереходную и все остальные, в том числе низковысотные) коммерческих КА.

Следует отметить, что множество факторов, влияющих на фактическую ситуацию, не позволяют говорить о высокой точности прогноза, особенно в дальнесрочной перспективе. Хорошим подтверждением этому утверждению является информация, представленная на рис. 2.1, где представлены прогнозы, сделанные в разные годы на фоне фактических пусков в период с 1993 по 2007 г. Так, например, в 2000 г. прогнозировался дальнейший рост количества пусков РКН (см. рис. 2.1), однако с 2001 г. (до 2005 г.) произошло резкое (почти в 2 раза) снижение числа коммерческих пусков.

Таблица 2.1

**Распределение функционирующих КА различного назначения по рабочим орбитам
(по состоянию на 31 декабря 2006 г.) [2.6]**

Тип орбиты	Высота, км	Наклонение, градусы	Тип и число КА	Всего КА, (%) от общего числа
Геостационарная	36 000	0...13	Связь, в том числе ретрансляция и ТВ — 336 Радиотехническая разведка — 7 Метеорология — 17 Предупреждение о ракетном нападении — 7 Навигация — 3 Прочие — 4	374 (39)
Высокоэллиптические	$H_{\pi} \dots H_{\alpha} \approx$ $\approx 280 \dots 150\,000$	5,5...97	Связь, в том числе ретрансляция — 17 Радиотехническая разведка — 7 Предупреждение о ракетном нападении — 4 Топогеодезия — 1 Исследовательские — 17	46 (4,7)
Высокие круговые	20 000	54,8...65	Навигация	51 (5,3)
Солнечно-синхронные	280...1000	93...105	Связь, в том числе ретрансляция — 19 Радиотехническая разведка — 22 Метеорология — 19 Дистанционное зондирование Земли — 50 Топогеодезия — 3 Исследовательские — 43 Прочие — 5	161 (16,5)

Тип орбиты	Высота, км	Наклонение, градусы	Тип и число КА	Всего КА, (%) от общего числа
Низкие и средние	280...6000	20...108	Связь, в том числе ретрансляция — 193 Радиотехническая разведка — 31 Метеорология — 1 Дистанционное зондирование Земли — 12 Топогеодезия — 4 Навигация — 14 Исследовательские — 26 Обеспечение МКС — 7 Эксперименты в интересах МО — 21	309 (32)
Межпланетные траектории	Не ограничена		Исследования солнечной системы, околоземного пространства и астрофизических объектов — 25	25 (2,5)

Таблица 2.2

Прогноз коммерческих запусков 2007–2016 гг. (выполнен в 2006 г.)

Год	2007	2008	2009	2010	2011	2012	2013	2014	2015	2016
Прогноз количества КА	На геопереходные орбиты									
	23	22	21	23	11	22	21	21	19	19
	На низковысотные орбиты									
	34	18	34	30	22	14	13	10	8	8



Рис. 2.1. Изменение числа фактических и прогнозируемых коммерческих пусков РКН в мире:

даты у кривых указывают годы формирования прогноза

Следует иметь в виду, что прогнозируемое количество КА всегда будет отличаться от прогнозируемого количества запусков (РКН), так как по ряду причин в практике как отечественной, так и зарубежных технологий все шире используются групповые запуски, а иногда и попутные.

К основным причинам наметившейся тенденции можно отнести:

- невозможность создания РКН под каждый типоразмер КА и орбит назначения (очень высокие финансовые и временные затраты);
- существенное снижение массогабаритных параметров КА (при сохранении или даже улучшении их целевых функций).

Реализация групповых запусков возможна для выведения на любые орбиты. Много лет в интересах Министерства обороны периодически с помощью РКН «Космос» запускаются малые ИСЗ (до восьми одновременно). Уже продолжительное время РКН Agiane выводит на геопереходную орбиту два или три КА одновременно. На низковысотную орбиту РКН «Протон» вывела одним пуском семь ИСЗ Iridium.

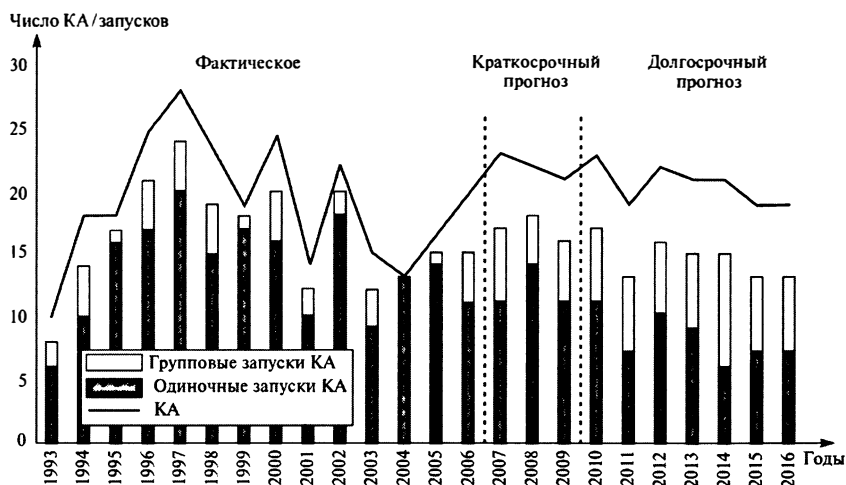


Рис. 2.2. Прогнозы и хроника одиночных и групповых запусков

Групповые запуски особенно эффективны при разворачивании орбитальных систем, включающих десятки, а иногда и сотни КА относительно небольшой массы, что характерно для низко-, средне- и высотных телекоммуникационных систем. На рис. 2.2 представлены данные о пропорциях реализованных одиночных и групповых (больше одного КА) запусков за период с 1993 по 2007 г. и данные кратко- и долгосрочного прогнозов. Из рис. 2.2 видно, что доля прогнозируемого количества групповых запусков увеличивается и со временем может достичь 40%.

Предложения рынка пусковых услуг. Оценка возможностей современного рынка пусковых услуг по запускам КА традиционно начинается с анализа пусковой деятельности за предшествующие годы. Темп запусков космических объектов, если учитывать все запуски, начиная с 1957 г., характеризуется монотонным и достаточно резким возрастанием из года в год. Так, в 1957 г. на околоземную орбиту было выведено три КА, за последующие пять лет — 217, а всего за десять лет (с 1957 по 1966 г.) более 640, т.е. в среднем более 60 запусков в год, в середине 1970-х гг. — уже более 130 запусков в год. По числу запусков в период с 1968 по 1991 гг. доминировал СССР (в отдельные годы запускалось более ста КА). К настоящему времени список стран, обладающих собственными носителями, расширился. К традиционно «пускающим» странам — США, КНР и страны Западной Европы — присоединились Индия, Израиль, Бразилия, Украина и др.

Активная пусковая деятельность, которую вели космодромы СССР, требовала соответствующих технологий производства, подго-

товки и проведения пусков РКН, которые и были созданы. Это послужило хорошей службой ракетно-космической промышленности России, когда она «прорывалась» на мировой рынок пусковых услуг. После завершения в США программы Saturn — Apollo и отказа СССР от пилотируемых полетов на Луну наметилась тенденция к постоянному снижению темпа запусков. При этом в России на протяжении 1990–2000 гг. происходило систематическое снижение ежегодно выполняемого числа пусков и стабилизировалось в начале XXI в. вплоть до 2007 г. на уровне 20–30 пусков в год.

Уменьшение числа запусков затронуло в той или иной мере все космические державы, и только с 2005 г. наметилось некоторое оживление их деятельности (рис. 2.3).

Начиная с 1970-х гг. наметилось серьезное изменение в структуре запусков. Если до этого времени практически все запуски осуществлялись в рамках национальных правительственных программ, то затем все больше и больше запусков начинает осуществляться на коммерческой основе. Заказчиками таких пусков вначале были исключительно государства, не обладающие собственными средствами выведения, но стремящиеся попасть в «космический клуб». Кроме того, в качестве заказчиков стали выступать крупные частные компании для создания, например, систем космической связи. С середины 1970-х гг. мировой парк РН, используемый для запусков КА на коммерческой основе, прошел в своем развитии несколько этапов. Вначале, с 1975 по 1986 г. для коммерческих пусков использовались РКН СССР, США и Фран-

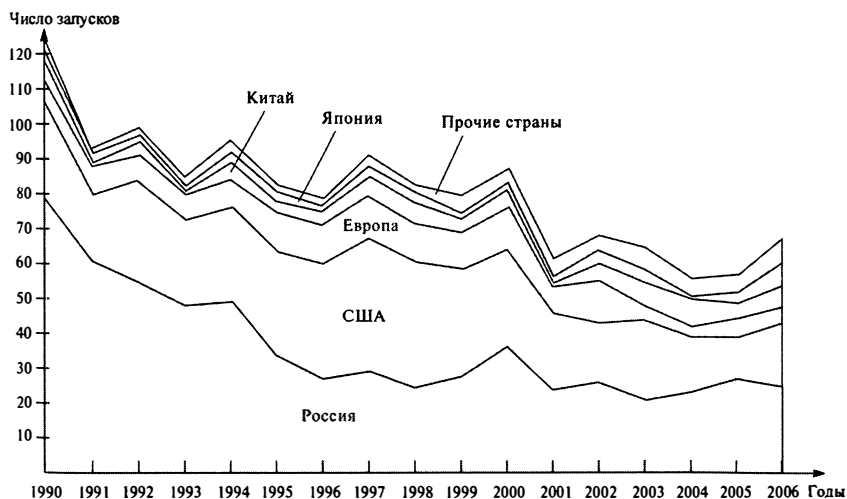


Рис. 2.3. Хроника запусков РКН в мире в 1993...2006 гг.

ции, такие как «Космос-3М», «Циклон-3», «Союз», Delta, Atlas, Ariane 1...3. Однако количество пусков РКН по государственным программам в эти годы многократно превышало количество коммерческих пусков. При этом коммерческие запуски производились теми же организациями, что выполняли их по государственным заказам.

Второй период начался с 1986 г. и непосредственно связан с катастрофой орбитального корабля Challenger ТКС Space Shuttle. После этой потери США переориентировались на создание и использование сбалансированного национального парка одноразовых РКН для обеспечения гарантированного доступа в космос. Были разработаны специальные требования к РКН Delta 2, Atlas 2, Titan 3, включающие, в том числе, требования к их коммерческому использованию.

Третий период развития мирового парка РКН можно считать с 1993 г. С этого времени начался систематический рост количества пусков РКН как на геопереходные (так принято называть переходные орбиты, используемые при доставке полезных грузов на геостационарную орбиту), так и на другие орбиты, выполняемых на коммерческой основе (рис. 2.4). При этом в 1997–1999 гг. наблюдался «бум» коммерческого использования РКН, который был вызван развертыванием многоспутниковых низкоорбитальных систем



Рис. 2.4. Прогнозы и хроника запусков на геостационарную и другие орбиты

связи. В результате годовое количество коммерческих пусков РКН возросло за это время с девяти пусков в 1993 г. до 36...37 в 1998–1999 гг. и достигло 46% от общего количества произведенных запусков РКН в 1999 г. Эти процессы протекали на фоне систематического сокращения количества пусков, выполнявшихся в рамках государственных космических программ: с 72 пусков в 1993 г. до 42 пусков в 1999 г.

В течение третьего периода во всем мире проводились пуски 18 типов РКН среднего и тяжелого классов и 17 типов РКН легкого класса (табл. 2.3). При этом было произведено 668 пусков РКН тяжелого и среднего классов и 202 пуска РКН легкого класса.

Анализируя состояние мирового рынка пусковых услуг к концу XX в., можно оценить его изменение следующим образом.

Во-первых, рынок транспортных услуг по выведению КА стал устойчивым и весьма прибыльным сегментом мирового космического рынка.

Во-вторых, значительно выросло число компаний-операторов и типов РКН, представленных на рынке. Если в начале 1990-х гг. пуски РКН осуществляли десять компаний-операторов, из которых только четыре действовали на коммерческой основе, то в 2000 г. таких компаний насчитывалось 18, из них 7 — коммерческих. Итоги деятельности компаний-операторов РКН на рынке в 2000 г. представлены в табл. 2.4.

Таблица 2.3

Состав мирового парка РКН в 1997–2000 гг.

№	Тип РКН	Годы				Число пусков за 11 лет	Доля успешных пусков, %	Год начала эксплуатации
		1997	1998	1999	2000			
РКН тяжелого и среднего классов								
1	Ariane 4	11	10	9	8	95	96,84	1988
2	Ariane 5	1	1	1	4	8	87,50	1996
3	Atlas 2		6	5	7	62	96,77	1990
4	Atlas 3A				1	1	100,00	2000
5	CZ-2F			1		1	100,00	1999
6	CZ-3	1		1	1	10	100,00	1988
7	CZ-3B	2	2			5	80,00	1996
8	CZ-3A	1			3	6	100,00	1994
9	CZ-4B			1	1	2	100,00	1999
10	Delta 2	7	12	10	6	88	98,86	1989

№	Тип РКН	Годы				Число пусков за 11 лет	Доля успешных пусков, %	Год начала эксплуатации
		1997	1998	1999	2000			
11	Delta 3		1		1	2	50,00	1998
12	H-2	1		1		7	71,40	1994
13	Titan 4	4	2	3	2	29	86,21	1989
14	«Зенит-2»	1	3	1	2	21	76,19	1985
15	«Зенит-3SL»			2	3	5	80,00	1999
16	«Молния»	3	3	2		51	100,00	1961
17	«Протон»	9	7	9	14	101	94,06	1967
18	«Союз-У»	10	8	12	13	174	98,28	1963
Итого		51	55	58	66	668		
РКН легкого класса								
1	Athena 1	1		1		3	66,70	1995
2	Athena 2		1	2		3	66,70	1998
3	CZ-2C	2	4	1		10	100,00	1975
4	M-5	1			1	2	50,00	1997
5	Minotaur				2	2	100,00	2000
6	Pegasus	3	6	3	2	30	90,00	1990
7	PSLV	1		1		5	60,00	1993
8	Shavit		1			3	66,70	1988
9	Taurus		2	1	1	5	100,00	1994
10	Titan 2	1	1	2	1	8	100,00	1964
11	VLS	1		1		2	0,00	1997
12	«Днепр»			1	1	2	100,00	1999
13	«Космос-3М»	2	2	2	3	58	96,55	1964
14	«Рокот»				1	4	100,00	1990
15	«Старт-1»	2			1	5	80,00	1993
16	«Циклон-2»	1		1		15	100,00	1966
17	«Циклон-3»	1	1		1	45	93,33	1977
Итого		16	18	16	14	202		

В-третьих, влияние процессов глобализации выразилось в создании ряда международных компаний как для маркетинга РН (например, International Launch Services, Starsem, «Морской старт»), так и для совместного производства (например, EADS). В этот же период впервые за пределами Западной Европы формируется многонациональная промышленная кооперация по разработке и производству новых образцов РКН. Следует отметить, что общая для «пускающих» стран тенденция к созданию новых РКН (как и модификации существующих) связана с тем, что в конце 1990-х гг. вплоть до 2000 г. прогнозировалось дальнейшее увеличение числа пусков (см. рис. 2.1).

Таблица 2.4

Оценка стоимости коммерческих пусков в мире в 2000 г.

Компания-оператор РН	Тип РКН, эксплуатируемых компаний	Число коммерческих пусков	Оценка стоимости пусковых услуг, млн долл. США*			
			Стоимость пуска		Стоимость пусков	
			min	max	min	max
Arianespace	Ariane 4	8	90	105	720	840
	Ariane 5	4	120	150	480	600
	Итого	12			1200	1440
ILS	Atlas 2AS	2	90	105	180	210
	Atlas 3A	1	105	110	105	110
	«Протон (ДМ)»	6	75	95	450	570
	Итого	9			735	890
Пусковые услуги	«Космос-3М»	2	12	14	24	28
	Старт 1	1	5	10	5	10
	Итого	3			29	38
Boeing Delta Launch Services	Delta 2 7925	1	45	55	45	55
Космотрас	«Днепр»	1	10	20	10	20
Starsem	«Союз-Ферат»	2	35	40	70	80
Sea Launch	«Зенит-3SL»	3	75	95	225	285
	Итого	31			2 314	2 808

* Представленные стоимости пусков (контрактов) могут значительно изменяться в зависимости от соотношения «спрос — предложение» на международном рынке пусковых услуг

Если в начале 1990-х гг. во всем мире создавалось всего пять новых РКН, обслуживающих высокоэнергетические орбиты (Ariane 5, H-II, CZ-2E, CZ-3A и GSLV), и разработчики РКН ориентировались на уровень грузоподъемности до 3 т полезной нагрузки на ГСО, то в 1994–1996 гг. были развернуты работы по созданию новых модификаций и типоразмеров существующих РН, в частности Delta III и Delta (пять типоразмеров), Atlas III (два типоразмера), Atlas 5 (пять типоразмеров), Titan 4B, H-IIA (семь типоразмеров), «Ангара» (пять типоразмеров), «Морской старт», CZ-3B, многоразовые носители по программе RLV, начата программа модернизации еще только создаваемой РКН Ariane 5.

На фоне столь существенного увеличения предложений на рынке пусковых услуг спрос на запуски КА начиная с 2001 г. резко упал (см. рис. 2.1). Такая ситуация предопределила обострение конкуренции и падение стоимости контрактов на пуски приблизительно в 2,5 раза.

С учетом того, что с конца 2005 г. намечилось повышение спроса на запуски КА, особенно на ГСО (см. рис. 2.2), и сохранение этой тенденции в соответствии с прогнозом до 2016 г., можно ожидать в обозримом будущем ослабление конкурентной борьбы по сравнению с периодом 2001–2005 гг.

На обострение конкуренции рынок всегда реагирует одинаково: конкурентная борьба смещается в сторону повышения качества и комплексности услуги, повышения коммерческого потенциала РКН. Под коммерческим потенциалом РКН в рассматриваемом периоде применения можно понимать количество коммерческих пусков данной РКН, которое может быть осуществлено исходя из технической и экономической целесообразности для заказчика (владельца КА). При этом предполагается, что заказчик выбирает из множества конкурирующих РКН такую, которая обеспечивает выведение на требуемую орбиту с минимальными затратами средств (включая страховые выплаты).

Повышение коммерческого потенциала и привлекательности достигается различными способами, суть которых сводится к следующему:

1. Снижение себестоимости пусковых услуг за счет использования более дешевых комплектующих и технологий (в том числе российских) и переход на новую методологию создания РКН. Результаты анализа разрабатываемых РКН свидетельствуют, что в основе новых концепций зачастую лежит модульный принцип построения РКН, т.е. разработка семейств РН, ориентированных на обслуживание достаточно широкого диапазона масс и целевых орбит КА.

2. Технология подготовки перспективных РКН к пуску ориентируется на систему стандартов качества ISO 9000, предусматривает получение РКН на космодромах запуска в высокой степени заводской готовности и сокращение продолжительности предстартового нахождения

ния РКН на стартовом комплексе до 1...8 сут. (вместо характерных для ряда эксплуатируемых РКН 30...120 сут.).

3. Заблаговременное создание стандартизованных типоразмерных рядов интерфейсов и переходных систем РН — КА, а также стыков РКН — ПУ. Стандартизованные элементы используются в конструкции различных образцов РКН. Это позволяет, соответственно, упростить и стандартизовать технологию «привязки» КА и проведения контрольных статочных и предпусковых испытаний.

4. Обеспечение обслуживания всех технологических операций по подготовке к пускам (включая бытовые условия) на международном уровне.

Почти все корпорации, разрабатывающие перспективные РКН для обслуживания геопереходных орбит, создают головные обтекатели диаметром 5,0 м и с большим удлинением, что позволяет размещать крупногабаритные КА, а также обеспечивать групповое выведение КА.

В целом, интенсивность запусков определяется двумя основными факторами: с одной стороны — спросом на пуски создаваемых КА, в пределах ограниченным производительностью предприятий-изготовителей, а с другой стороны — возможностью космических ракетных комплексов, определяемой парком средств выведения и пропускной способностью наземных средств обеспечения запуска. На рис. 2.5 представлена динамика гипотетического рынка в виде спроса на запуски КА и возможностей средств выведения в функции времени.



Рис. 2.5. Предложения и спрос на рынке пусковых услуг

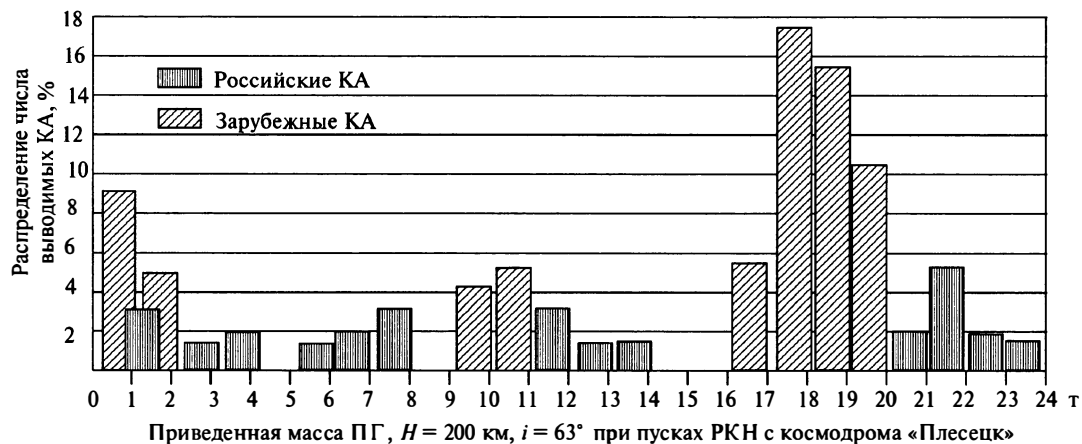
Очевидно, что к моменту оценки известны как потенциальные возможности мирового парка носителей, так и фактическое число запусков КА, а далее могут быть представлены только результаты прогноза, например в виде минимальных и максимальных оценок.

Изменение общей массы выводимых полезных грузов в функции времени обычно называют грузопотоком, а планы (прогноз) запусков — *моделью грузопотока*. Основными параметрами такой модели (иногда называемой также сценарием) является распределение полезных нагрузок по массе (или количеству объектов) и орбитам выведения в функции времени. В качестве примера на рис. 2.6 представлена модель грузопотока на геостационарную орбиту (ГСО), интерес к которой стабилен. Из этого же рисунка видна тенденция к увеличению массы КА, планируемых к запуску на геостационарную орбиту. Следует отметить, что такая динамика грузопотока инициирует увеличение грузоподъемности РКН на геостационарную орбиту за счет создания новых и модернизации существующих тяжелых носителей. Кроме того, в составе практически всех РКН, обеспечивающих выведение на высокоэнергетические орбиты (в том числе и ГСО), предусматриваются специализированные разгонные блоки.

В моделях грузопотока с учетом большого многообразия рабочих орбит КА для сравнительного анализа часто используется понятие приведенной массы полезного груза, т.е. массы полезного груза, выводимой РКН на некоторую — выбранную в качестве расчетной — орбиту, которая определяется обратным пересчетом по отношению к любой рабочей орбите. В качестве примера на рис. 2.7 представлено



Рис. 2.6. Тенденции в изменении массы КА на геостационарной орбите



35 **Рис. 2.7. Распределение грузопотока в 2000–2015 гг. по приведенной массе полезного груза**

распределение грузопотока с 2000 по 2015 г. по приведенной массе полезного груза на круговую орбиту высотой 200 км и наклоном 63° при запуске с космодрома «Плесецк».

Использование в моделях грузопотока приведенной массы полезного груза облегчает сравнение энергетических возможностей РКН, используемых для выведения полезных грузов на разные по потребной энергетике орбиты с различных полигонов. Кроме того, такая информация является одним из ориентиров для разработчиков при определении грузоподъемности создаваемых РКН.

Список литературы

2.1. **Новые** наукоемкие технологии в технике: Энциклопедия Т.21 / под общ. ред. К.С. Касаева. М.: ЗАО НИИ «Энцитех», 2002. 554 с.

2.2. **Бодин Н.Б., Новиков В.М. и др.** Мировой космический рынок и внешнеэкономическая деятельность ракетно-космической промышленности // Российский космос, 2006. № 7.

2.3. **Кириллов В.** Российские носители на рынке пусковых услуг // Экспорт вооружений. 1999. № 2.

2.4. **Медведев А.А.** Унификация в ракетно-космическом машиностроении // Российская энциклопедия CALS. Авиационно-космическое машиностроение / гл. ред. А.Г. Братухин М.: НИЦ АСК, 2008. С. 125–149.

2.5. **Медведев А.А.** Особенности космической техники: учебное пособие // М.: МАТИ, 2007. 41 с.

2.6. **Federal** Aviation Administration/ 2007 Commercial Space Transportation Forecasts, FAA Commercial Space Transportation (AST) and the Commercial Space Transportation Advisory Committee (COMSTAC), May 2007. 53 p.

СИСТЕМЫ, НАДСИСТЕМЫ И ПОДСИСТЕМЫ

Определения. Классификация систем. Иерархия систем. Цель системы. Качество системы. Эффективность системы. Эффективность — стоимость

Понятие «система» является в настоящее время одним из самых широко употребляемых в технической и научной литературе. Его появление и широкое использование связано с развитием кибернетики и с публикацией в 1951 г. работы автора Ludwig von Bertalanffy «General System Theory: A new approach to Unity of science», который первым использовал определение «общая теория систем», в попытке найти общие закономерности в развитии самых различных отраслей знаний и исследовании междисциплинарных отношений, а также связано с работой автора Boulding K. «General System Theory: The Skeleton of Science», опубликованной в 1956 г. Именно к этому времени следует отнести становление системотехники как самостоятельной области знаний. Существуют различные *определения* понятия «система». Обратимся к некоторым из них.

Система (греч. systema — целое, составленное из частей, соединение) есть совокупность достаточно большого числа взаимосвязанных компонентов, организованных определенным образом для достижения общей цели.

Общая цель функционирования взаимодействующих элементов — это их объединение и выделение из внешней среды в качестве обособленной системы. Обособленность системы от окружающей среды принято называть целостностью по отношению к внешней среде.

Если рассматривать с этой точки зрения РКН как и любой другой летательный аппарат, то очевидно, что он — как совокупность взаимосвязанных функциональных частей — предназначен для достижения совершенно определенной цели, что является хорошим примером системы.

Представление совокупности компонентов не всегда связано с понятием «система», а может быть — применительно к той же РКН — связано с ее конструктивно-технологическим членением на отдельные элементы (ракетный блок, приборный отсек, разгонный блок, головной обтекатель и т.д.). Принципиальным в этом смысле является расчлененность материального тела на части по соображениям технологичности, транспортабельности и др. При этом некоторые из них могут

быть задействованы в разных системах (например, БЦВМ, которая является функциональным элементом в системе управления движением, в системе разделения, в системе отделения полезного груза и т.д.)

В то же время компоненты системы (как функциональной единицы) могут быть распределены по разным конструктивным частям РКН, например, компоненты системы управления размещены практически во всех отсеках РКН.

Другое определение системы, достаточно часто встречающееся в литературе, связано с представлением о внутренней целостности системы. Благодаря общей цели взаимосвязанные компоненты системы функционируют согласованно, в результате чего у системы в целом появляются особые свойства, которых нет ни у одного из ее компонентов, взятых в отдельности. Такое определение встречается в литературе в следующем виде:

Система — объект любой природы, обладающий выраженными «системными» свойствами, которых не имеет ни одна из частей системы при любом способе ее членения.

Перечень таких системных свойств в наиболее общем виде может быть представлен следующим образом:

- объект создается ради определенной цели и в процессе достижения этой цели функционирует;
- системный объект — управляемый;
- для управления системным объектом используется информация о его состоянии и о состоянии внешней среды;
- объект состоит из взаимосвязанных компонентов, выполняющих определенные функции в его составе;
- свойства системного объекта не исчерпываются суммой свойств его компонентов.

Оба приведенных выше определения понятия «система» дополняют друг друга, отражая два важнейших свойства системы: целостность и обособленность от среды.

Благодаря целостности системы ее можно выделить из окружающей среды. Под окружающей средой здесь понимается все, что остается вне границ системы. Однако нет систем, которые были бы полностью изолированы от окружающей среды. Возвращаясь к примеру с РКН, отметим, что при полете РКН взаимодействует с атмосферой Земли и ее гравитационным полем, которые инициируют соответствующие силы (аэродинамические и гравитационные), без учета которых исследование движения ракеты будет непродуктивным. В общем виде этот эффект формулируется следующим образом:

система взаимодействует со средой путем обмена веществом, энергией, информацией;

материалы, энергия, информация пересекают границу и определяются как вход в систему, и наоборот, материалы, энергия, информация также пересекают границу, выходя из нее (принято называть выходом из системы).

Объективные границы между системой и средой нечетки, размыты, тем не менее, исследователь определяет границу хоть и условную, но четкую.

Системы могут быть *классифицированы* для удобства по нескольким категориям, каждая из которых обладает определенной общностью. Любая классификация, отражая объективные различия, является целевой и условной. Разные цели исследований порождают различные классификации. Наиболее общая классификация систем предусматривает их деление по происхождению на естественные, искусственные и смешанные.

Естественные системы представляют собой совокупности объектов природы и подразделяются на неорганические (неживые), биологические, экологические и др.

Искусственные системы — это совокупности социально-экономических и технических объектов. Искусственные системы могут быть разделены на материальные и абстрактные. В частности, к материальным системам относят технические объекты, такие как механизмы, машины, летательные аппараты, ЭВМ и т.д. Примером абстрактной системы является математическая модель системы, система математического обеспечения ЭВМ и т.д.

Смешанные системы созданы человеком, но от искусственных систем они отличаются участием человека в работе системы. К числу смешанных систем принято относить системы обслуживания. Примером может быть совокупность искусственной и организационной системы в лице коллектива людей, участвующих в эксплуатации искусственной (технической) системы. Человеческий компонент системы обслуживания часто называют организационной системой.

Подавляющее большинство систем, которые будут рассматриваться ниже, относятся к искусственным, для которых имеется установившийся термин — *технические системы*. Предполагается, что в основе функционирования технических систем лежат процессы, совершаемые механизмами.

Системы могут быть классифицированы и по сложности. Сложность системы определяется сложностью структуры. По сложности системы подразделяются на элементарные и сложные. Существуют различные определения понятия «сложная система». Их различие в основном связано как с физической природой системы, так и с задачами исследования.

В частности, в соответствии с одним из определений систему считают сложной, если она представляет собой целостную (т.е. обладающую системным свойством) совокупность большого числа систем

различной физико-технической природы. В действительности в ежедневной практике наиболее распространенными являются сложные смешанные системы. Их сложность принято оценивать сложностью структуры, которая характеризуется следующими признаками:

- наличием структурных уровней различной природы (искусственный, естественный, организационный и т.д.);
- многоуровневой структурой искусственного уровня;
- большим числом компонентов различной физико-технической природы;
- целостной подсистемой на каждом структурном уровне с целями, подчиненными цели сложной системы;
- большой ролью информационных связей в образовании сложной системы.

Примером такой сложной смешанной системы может быть ракетно-космическая отрасль в целом.

Применительно к техническим системам воспользуемся определением, наиболее подходящим для обсуждаемых далее проблем, а именно, *сложной технической системой* (СТС) называется техническая система, представляющая собой целостную совокупность технических компонентов, объединенных функциональными, организационными и информационными связями. Различие в понятиях «техническая система» и «сложная техническая система» в достаточной мере условное, но тем не менее весьма определенное.

Отличительной особенностью СТС является тот факт, что взаимодействие ее компонентов осуществляется благодаря информационным связям, и благодаря именно информационным связям СТС приобретает функциональную целостность. Наглядным примером такого толкования может быть космический ракетный комплекс (КРК), состоящий из ряда различных функциональных компонентов (ракета космического назначения, стартовый комплекс, технический комплекс, наземный измерительный комплекс и т.д.), целостность которого обеспечивается исключительно благодаря наличию информационных связей.

Ракета космического назначения (РКН) является совокупностью взаимодействующих функциональных компонентов, образующих единое техническое изделие благодаря механическим, физическим и информационным связям и имеющих единое целевое назначение, поэтому ее также следует относить к сложным техническим системам.

Уровень РКН на иерархической лестнице далее будет рассматриваться как базовый. Компоненты, расположенные на иерархической лестнице ниже базового (двигательная установка, система управления и т.д.), могут быть отнесены к техническим системам.

Необходимо отметить, что технические системы взаимодействуют не только между собой, но и с естественными системами. Это взаимо-

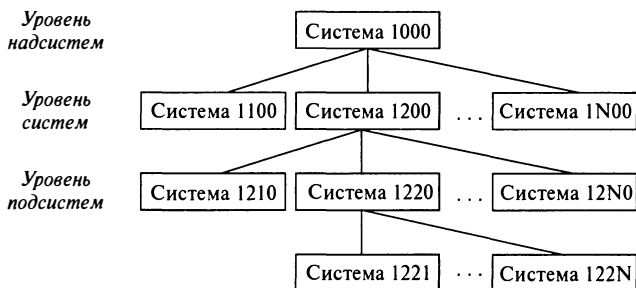


Рис. 3.1. Структура системы

действие с живым миром, когда результатом могут быть нежелательные последствия, должно быть предметом особого внимания. Примером такого взаимодействия может быть запуск РКН с последующим негативным воздействием на окружающую среду.

Система организована определенным образом: она объективно состоит из взаимосвязанных частей — компонентов. Каждая из систем (рис. 3.1) является частью другой более обширной системы (надсистемы) и, в свою очередь, может включать в свой состав ряд систем более низкого уровня (подсистем).

Так определяется *иерархия* (от греч. *hieros* — *священный* и *arche* — *власть*) **системы**, т.е. расположение компонентов целого в порядке от высшего к низшему («пирамида» систем).

Если обратиться к упомянутому выше примеру, т.е. к ракете космического назначения (см. рис. 1.4), то она является частью (компонентом) более обширной системы (надсистемы), называемой в соответствии с принятой в отрасли терминологией космическим ракетным комплексом, представляющим собой совокупность ракеты космического назначения с ее комплектами технологического оборудования, измерительными средствами, сооружениями с техническими системами технической и стартовой позиций.

С другой стороны, в ее состав входят такие компоненты, как ракета-носитель, разгонный блок, КА и другие, каждый из которых в соответствующих исследованиях может быть представлен системой соответствующего уровня.

Подобным образом ракета-носитель может быть представлена как система с такими компонентами, как двигательная установка, система управления, система разделения и т.д.

Упомянутые выше понятия «надсистема», «система», «подсистема», где ключевым является слово «система», имеют академический характер для указания на подчиненность одного уровня компонентов по отношению к другому.

В отечественной ракетно-космической технике параллельно используется практически эквивалентное понятие «комплекс», определяемое как совокупность разнородных по условиям эксплуатации составных частей, обеспечивающих функционирование и выполнение задач в соответствии с заданием. Это понятие встречается в названии компонентов самых различных уровней, например, космический комплекс, ракетно-космический комплекс, космический ракетный комплекс, стартовый комплекс и т.д., которые легко приводятся в иерархическую структуру, подобную представленной на рис. 3.1.

Выделение тех или иных компонентов в системе определяется двумя факторами: с одной стороны — объективно существующими свойствами системы, с другой — субъективным подходом исследователя (его целями, знаниями о системе и исследовательскими возможностями). В результате членение реальной целостной системы является относительным и условным.

Между компонентами системы, а также между компонентами системы и среды имеется множество разнообразных связей. Связи между компонентами системы принято называть внутренними, между компонентами системы и среды — коммуникативными.

Среди множества связей в системе имеются связи, необходимые для функционирования системы в направлении достижения цели. Благодаря этим связям совокупность компонентов приобретают системные свойства (свойство целостности). Такие связи называют структурными, или системообразующими.

На систему действуют внутренние и внешние (со стороны среды) возмущения, они стремятся разрушить систему, препятствуя достижению ее цели. Благодаря структурным связям система сохраняет свои свойства и структуру при воздействии возмущений, изменении внешних и внутренних условий.

Благодаря системообразующим (структурным) связям между компонентами их совокупность приобретает системные свойства, отсутствующие у компонентов системы. Совокупность компонентов и структурных связей определяет структуру системы.

Каждый компонент обладает определенной функцией, которая обуславливается его объективными свойствами и структурными связями. Исполнение компонентом своей функции дает определенный результат вне этого компонента — в надсистеме. Например, функция двигателя (в составе ракеты-носителя) — генерировать тягу, ее результат — сообщение ракете-носителю ускорения и, в конечном итоге, требуемой скорости. Другой пример — функция РКН (в составе космического ракетного комплекса) выведения КА на орбиту; ее результат — построение орбитального комплекса.

Иерархии компонентов соответствует иерархия их функций, на верхнем уровне которой находится функция системы. Функция системы не совпадает ни с одной из функций компонентов и определяется структурой системы. В РКН легко проследить все приведенные выше свойства. Для иллюстрации остановимся на одном из них: двигательная установка создает тягу, обеспечивая ускорение и достижение соответствующей скорости, приборное оборудование обеспечивает управление вектором тяги и, следовательно, достижение определенной точки пространства при заданной скорости.

Средства разделения ступеней обеспечивают отделение отработавших ракетных блоков и т.д. При совместном согласованном функционировании всех компонентов РКН достигается новый эффект — управляемый полет аппарата, доставляющего полезный груз в заданную точку пространства с определенной скоростью в этой точке, который не присущ ни одному компоненту ракеты.

Каждый компонент системы, выполняя свою функцию, реализует при этом определенную физическую операцию. Компоненты, связанные друг с другом функционально, образуют функциональную структуру системы.

Описание компонентов системы, структурных и коммуникативных связей принято называть моделью структуры. Наиболее распространенный вид модели структуры — структурная схема. Возможно также описание структуры в виде списка или таблицы.

Техническая система создается для достижения определенной цели, сформулированной человеком. Эта цель может быть либо тривиальной (например, распределение электрической энергии), либо такой грандиозной, как пилотируемый полет на Марс. Цель должна быть предельно ясно определенной и понятной, с тем чтобы могли быть выбраны компоненты, обеспечивающие желаемый выход при заданном перечне исходных данных (входе в систему).

Очень важно определить *цель системы* так, чтобы потребности заказчика были удовлетворены наилучшим образом. Любая деятельность человека имеет целенаправленный характер, т.е. направлена на достижения определенной цели.

Цель — это желаемое состояние системы или результат ее деятельности. Иерархической структуре системы соответствует иерархия целей ее компонентов. Благодаря согласованности своих целей все компоненты системы работают целенаправленно для достижения общей для них цели. Цель системы достигается путем реализации целей ее компонентов — подсистем, поэтому цели подсистемы (подцели) можно рассматривать как средства достижения цели системы более высокого уровня.

Подцели или средства достижения цели иногда удобно определять как задачи, выполнение которых необходимо для достижения выше-



Рис. 3.2. Дерево целей космической системы наблюдения

стоящей цели, т.е. понятия «цели подсистемы», «средство достижения цели системы» и «задача системы» эквивалентны.

Графическое описание иерархической структуры целей представляет собой граф, называемый деревом. Такой граф (рис. 3.2) состоит из частей, каждая из которых, кроме одной исключительной, имеет только одну непосредственно предшествующую часть. Вышеупомянутая исключительная часть называется корнем дерева; все остальные части называются ветвями различного ранга. Корень считается ветвью нулевого ранга. Ветви, для которых непосредственно предшествующим является корень, считаются ветвями 1-го ранга и т.д.

Отметим следующую особенность целеобразования. Цель высшего уровня определяется достижением подцелей, однако это не простое сложение, так как реализация каждой из подцелей приводит к достижению качественно новой цели высшего уровня. Другими словами — цель системы подчинена цели надсистемы и служит средством достижения последней. По отношению к целям одного уровня иерархии принято вводить понятие «приоритетности», характеризующее степень важности данной цели по сравнению с другими целями того же уровня. Установление приоритетности целей называют их ранжированием.

При создании системы одной из ключевых проблем является формирование *модели цели*, представляющей собой список требований, удовлетворение которых обеспечивают достижение поставленной перед системой цели. Список требований можно получить, конкретизируя и уточняя качественное описание назначения системы и указывая количественные показатели производимого действия, объекта, на ко-

торый направлено действие, условия и ограничения, при которых выполняется действие.

При выборе показателей желательно, чтобы показатели:

- обеспечивали оценку достижения определенного требования;
- были чувствительными к выбираемым параметрам рассматриваемых вариантов решения;
- были достаточно простыми, имели ясный физический смысл с тем, чтобы не возникало затруднений при интерпретации результатов анализа.

Совокупность показателей может быть представлена в виде n -мерного вектора

$$K = k_i, i = 1 \dots n. \quad (3.1)$$

Каждая из компонент этого вектора должна удовлетворять одному из следующих условий:

$k_k = k_k^d$, т.е. показатель k_k должен быть равен некоторой величине k_k^d ;
 $k_l \geq k_l^d$ или $k_l \leq k_l^d$, т.е. имеет место ограничение на показатель k_l ;
 $k_{\text{extr}} \Rightarrow k_{\text{min}}$ или $k_{\text{extr}} \Rightarrow k_{\text{max}}$, т.е. показатель k_{extr} должен быть минимально (максимально) возможным.

Обычно первые две группы показателей принято относить к показателям качества, определяющим в совокупности качество системы, невыполнение которых приводит к тому, что система оказывается непригодной для решения поставленной задачи; а третью группу показателей относят к показателям эффективности, которые используются в качестве количественной меры для принятия решения.

Качество системы — одно из важных положительных (с позиции надсистемы) свойств системы, обеспечивающих работоспособность системы, т.е. пригодность системы к выполнению своего назначения.

Эффективность системы (как понятие) можно трактовать как фактический или ожидаемый результат (эффект) функционирования системы, служащий средством достижения цели надсистемы, или как количественный показатель, отражающий, в какой степени системой достигнута поставленная цель.

Различие между этими группами состоит в том, что первые позволяют выявить альтернативы технических решений, а вторые — выбрать из них лучшие.

Эффективность является внешним свойством системы, и оно проявляется в надсистеме. Надсистема вынуждена «платить» за получение эффекта функционирования системы, «платить» затратами ресурсов на создание и эксплуатацию системы (денег, оборудования, материалов, энергии, рабочей силы и т.д.). Затраты ресурсов на создание и эксплуатацию системы — внешнее по отношению к системе явление: затраты происходят в надсистеме.

Без учета затрат ресурсов эффективность сама по себе не дает оснований для выбора лучшей из возможных вариантов системы. Можно добиться очень высокой эффективности за счет чрезмерных затрат, но ресурсы всегда ограничены. Если стремиться к наименьшим затратам, то можно получить очень низкую неприемлемую эффективность. Существует много альтернатив достижения цели системы; для каждой из них требуются различные затраты ресурсов. Следовательно, предпочтительную альтернативу можно выбрать только с помощью критерия, учитывающего как эффективность системы, так и затраты на ее создание и эксплуатацию.

С учетом приведенных выше соображений для принятия решения по выбору варианта системы особый интерес представляет соотношение «*эффективность — стоимость*».

Под стоимостью в таком случае принято понимать общее количество затраченных ресурсов на создание системы. Так как эти ресурсы весьма многообразны по форме (материалы, энергия, работа персонала и т.д.), то их представляют в виде денежной меры (в рублях, долларах или в каких-то условных денежных единицах).

Экономически эффективная система должна обеспечивать баланс между стоимостью и эффективностью: система при некотором количестве израсходованных ресурсов должна обеспечить максимальную эффективность, или должна быть предельно дешевой при достигнутой эффективности. Очевидной слабостью такого подхода является тот факт, что любой из вариантов, способный достичь поставленной цели, будет иметь разные значения для этой пары, т.е. для пары «стоимость — эффективность». Тем не менее результаты такой оценки представляют интерес, так как позволяют сформировать некоторую обобщающую зависимость между эффективностью и стоимостью (рис. 3.3).

Кривая на этом рисунке является огибающей для всех достижимых значений эффективности для текущего уровня технологий с позиции «эффективность — стоимость».

С математической точки зрения — это функция

$$\max_{x \in X} k^3(x, C) = k_*^3(x^*, C), \quad (3.2)$$

где k^3 — показатель эффективности системы; k_*^3 — максимальное значение показателя эффективности; x — вектор, характеризующий вариант построения системы; x^* — вектор, характеризующий вариант построения системы с максимальным значением показателя эффективности; C — стоимость системы.

Точки над кривой на рис. 3.3 представляют решения, которые не могут быть реализованы доступными в данный момент технологиями, что не исключает их реализацию в будущем. Точки под кривой на



Рис. 3.3. Соотношение «эффективность — стоимость»:

1 — максимальная эффективность при стоимости C_1 ; 2 — максимальная стоимость при заданной эффективности $\mathcal{E}_2$

рис. 3.3 представляют решения, которые реализуемы при текущем уровне технологий, но, очевидно, что наилучшими являются решения, представляемые точками на кривой, которые принято называть экономически эффективными решениями.

Зависимость также показывает, что бессмысленно требовать выполнения $\max k^3$ при $\min C$ и что выбор следует проводить для одной из двух постановок задач:

- затраченные ресурсы должны обеспечивать наивысшую эффективность системы. В этой постановке выбирается вариант системы в соответствии с условием

$$C = C_1, \max_{x \in X} k^3(x, C_1), \quad (3.3)$$

обеспечивающим при заданной стоимости C_1 максимальную ее эффективность $k^3(x^*, C)$;

- требуемая эффективность системы должна быть обеспечена при наименьших затратах ресурсов. Тогда выбирается вектор системы x_2^* по условию

$$k^3 = k_2^*, \min_{x \in X} C(x, k_2^*), \quad (3.4)$$

который обеспечивает при минимальных затратах ресурсов $C_{\min} = C_2$ заданный уровень эффективности $k_2^* = k^3(x_2^*, C_{\min})$.

В некоторых случаях удобно использовать относительный показатель «эффективность — стоимость», предполагающий максимальную эффективность на единицу затрат

$$\max \frac{k(x)}{C(x)}. \quad (3.5)$$

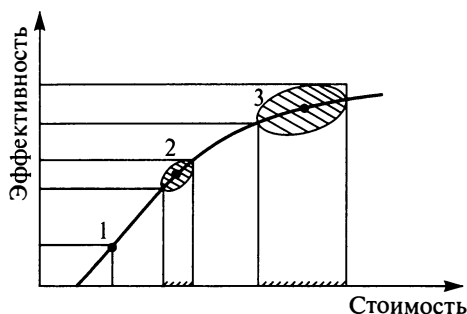


Рис. 3.4. Оценка соотношения «эффективность — стоимость» с учетом неопределенности:

1, 2, 3 — проекты с различными рисками

Следует иметь в виду, что переход к более высоким показателям эффективности, т.е. движению по кривой слева направо, сопряжено с большим риском (рис. 3.4), так как для более эффективных решений, как правило, имеет место более высокий уровень неопределенности при рассмотрении такой задачи в вероятностной постановке. Рис. 3.3 и рис. 3.4 являются иллюстрациями характерных для системного инженера дилемм, например:

- снижение стоимости при фиксированном уровне риска сопряжено со снижением характеристик;
- снижение уровня риска при фиксированной стоимости сопряжено со снижением характеристик.

Список литературы

- 3.1. **Основы** синтеза систем летательных аппаратов / А.А. Лебедев и др. М.: МАИ, 1996. 444 с.
- 3.2. **Егер С.М., Матвеев А.М., Шаталов И.А.** Основы авиационной техники: учебник / под ред. И.А. Шаталова. М.: МАИ, 1999. 576 с.
- 3.3. **Новые** наукоемкие технологии в технике: Энциклопедия Т. 21 / под общ. ред. К.С. Касаева. М.: ЗАО НИИ «Энцитех», 2002. 554 с.
- 3.4. **Основы** построения и эксплуатации космической связи и вещания / Кн. 1. Базовый теоретический курс / под общ. ред. А.А. Медведева М.: ИП Хоружевский А.И., 2005. 600 с.
- 3.5. **Гайкович А.И.** Основы проектирования сложных технических систем. СПб.: НИЦ «Моринтехника», 2001. 432 с.
- 3.6. **Blanchard, B.S., and W.J. Fabrycky,** Systems engineering and analysis, Prentice Hall, Inc., Upper Saddle River, N.J., 1998.
- 3.7. **NASA Systems Engineering Handbook,** NASA, SP-6105, 1995. 154 p.

ЖИЗНЕННЫЙ ЦИКЛ СЛОЖНОЙ ТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

Разбиение жизненного цикла на этапы. Содержание работ по этапам. Сравнение российских и американских стандартов на разделение жизненного цикла по этапам

Жизненный цикл — это интервал времени от начала создания сложной технической системы до конца ее эксплуатации и утилизации.

Понятие «жизненный цикл» в инженерных дисциплинах, связанных с созданием сложных технических систем (СТС), объясняется тем, что СТС претерпевает большие изменения — от момента возникновения замысла до прекращения функционирования — подобно циклу живого организма — от зарождения до смерти. Это понятие является одним из фундаментальных в системотехнике, оно способствует улучшению управляемости процесса создания и эксплуатации системы. Весь этот период разбивается на некоторое число *этапов*, каждый из которых строго регламентирует содержание работ в его рамках и состав выходных документов.

Разбиение жизненного цикла на этапы регламентируется в России нормативными документами федерального уровня как для страны в целом, так и индивидуально для отраслей, в том числе и ракетно-космической. При этом в качестве объекта принят комплекс, под которым в соответствии со сложившейся терминологией принято понимать совокупность составных частей, систем, агрегатов, приборов, обеспечивающих функционирование и выполнение задач в соответствии с ТТЗ на комплекс. В качестве составной части комплекса могут быть: ракета-носитель, космический аппарат, головная часть, орбитальный самолет, пусковая установка, стартовый комплекс и т.д.

Создание, производство и эксплуатация комплексов и входящих в них составных частей должно осуществляться по следующим этапам:

- техническое предложение (аванпроект);
- эскизный проект;
- разработка рабочей документации на опытные изделия комплекса и макеты;
- изготовление макетов и опытных изделий комплекса, автономные испытания и корректировка рабочей документации;
- изготовление опытных изделий комплекса, комплексные и межведомственные испытания и корректировка рабочей документации;

- летные испытания;
- подготовка документации на изделия серийного производства;
- подготовка и освоение серийного производства, изготовление, испытания изделий и корректировка документации на изделия серийного производства;
- ввод в эксплуатацию;
- эксплуатация;
- утилизация.

Границы между этапами устанавливаются таким образом, чтобы более или менее сохранить естественную целостность отдельных видов работ. При этом предусматривается, что если по проекту при прохождении «границ» обнаружены недостатки, то разрабатывается соответствующий план мероприятий по их устранению с указанием, как правило, даты и ответственных за их реализацию организаций.

При разбиении жизненного цикла на этапы (рис. 4.1) прежде всего устанавливается граница между созданием, серийным производством и эксплуатацией комплекса, позволяющая разделить фронт работ для Разработчика комплекса и Заказчика. Здесь далее под Заказчиком



Рис. 4.1. Жизненный цикл комплекса (системы)

подразумевается организация (министерство, ведомство и т.д.), в интересах которой создается комплекс, и которая подписала ТТЗ (ТЗ) на создание комплекса.

Даже при таком формальном разделении Заказчик в определенной степени постоянно участвует в процессе создания системы, Разработчик привлекается к работам по эксплуатации комплекса и его утилизации (или снятию его с вооружения).

Следует отметить, что созданию комплекса предшествуют постоянно ведущиеся в стране научно-исследовательские работы, по результатам которых обосновывается необходимость в конкретном комплексе и его характеристики и разрабатывается проект тактико-технического задания (ТТЗ). Три последующих этапа (разработка технических предложений, эскизного проекта и рабочей документации) объединяются понятием «проектно-конструкторские работы».

Процесс создания сложной технической системы (комплекса в рассматриваемом случае), реализуемый в рамках выше представленных этапов с определенными нормативными документами границами, имеет итеративный характер в рамках отдельных этапов с поступательным движением слева направо. При этом имеет место не строгая последовательность работ, т.е. начало последующей работы по окончании предыдущей, а параллельное ведение работ, относящихся к этапам, представленным выше как последовательно реализуемым. Так, параллельно с проектно-конструкторскими работами ведутся работы по подготовке производства и подготовке к эксплуатации. Это объясняется прежде всего стремлением сократить общую продолжительность этапа создания, которая для образцов ракетной техники даже при предельном использовании такого подхода иногда может составлять до 15 лет и более. Такой трансформации структуры работ способствует появление в процессе проектирования информации, необходимой для развертывания работ, характерных для последующих этапов.

Объемы работ и временные затраты в рамках отдельных этапов для различных по физической природе и масштабам комплексов могут быть разными, но функции составляющих жизненного цикла, представленных на рис. 4.1, являются неизменными.

Проектирование в рамках жизненного цикла сосредоточено одновременно как на удовлетворении потребностей пользователя, так и на результатах (последствиях) жизненного цикла в целом. Более того, при системном подходе к созданию системы, как правило, в обязательном порядке рассматриваются такие показатели, как производительность, надежность, ремонтпригодность, возможность утилизации и другие в такой же мере, как технические характеристики систе-

мы и эффективность. Следует заметить, что регламентируемая нормативными документами утилизация, т.е. использование отработавших установленный срок элементов комплекса в качестве вторичного сырья, для ракетно-космической техники имеет свою специфику. В частности, практически все космические аппараты (за исключением возвращаемых на Землю в соответствии с их назначением) не подлежат утилизации в силу прекращения их эксплуатации в космическом пространстве или на поверхности других небесных тел (Луне, Венере, Марсе и т.д.).

Ниже представлено *содержание работ* по этапам жизненного цикла космической системы, как оно сложилось в ракетно-космической отрасли к концу прошлого века. Основное внимание далее будет уделено этапам, связанным с проектированием изделий ракетно-космической техники. Под термином «изделие» в соответствии с традициями отрасли подразумевается любой объект, например, РН, разгонный блок, КА и др.

Задачи, характерные для этих этапов, могут отличаться новизной и сложностью:

- создание новой системы для решения новых целевых задач или получения принципиально новых свойств системы при решении новых задач, например, создание семейства КРК «Ангара», космической системы «Ямал», космической системы «Монитор» и др.
- модернизация системы (комплекса) — изменение ее параметров (а иногда и структуры) с целью улучшения одного или нескольких свойств. Например, усовершенствование двигательной установки с целью повышения удельного импульса для увеличения грузоподъемности РН, замена металлического головного обтекателя на обтекатель из композиционных материалов с целью снижения пассивной массы РКН, замена аналоговой системы управления на цифровую и т.д. В качестве примера можно привести модернизацию РКН «Союз», в результате которой была создана РКН «Союз-У», а затем «Союз-2» («Русь»), или модернизацию РКН «Протон», в результате которой создана РКН «Протон-М».

При решении любой из перечисленных задач последовательность их решения и специфика содержания этапов сохраняются.

Обоснование необходимости создания. Эти работы предшествуют, как отмечалось выше, созданию системы. В них исследуются текущие потребности отраслей народного хозяйства, которые могли бы быть удовлетворены средствами космической техники. Исследования проводятся в рамках научно-исследовательских работ (НИР), к которым привлекаются отраслевые НИИ, НИИ смежных отраслей, академические институты, потенциальные исполнители и многие другие организации. Этот этап иногда принято называть внешним или систем-

ным проектированием системы. Такое название связано с тем, что на этом этапе сложная техническая система рассматривается как компонент системы более высокого уровня (надсистемы), учитывается взаимодействие системы с окружающей средой и с другими компонентами надсистемы, оцениваются результаты, которые будут получены от эксплуатации создаваемой системы.

Основным результатом внешнего проектирования является проект тактико-технического задания ТТЗ на систему (комплекс). По окончании этапа научно-исследовательских работ проводится экспертиза результатов НИР, делаются замечания, по которым корректируются исходные данные на разработку системы и ТТЗ.

Тактико-техническое задание оформляется, например, на космический ракетный комплекс, средства выведения, системы наземного комплекса и т.д., в качестве Заказчика могут выступать Роскосмос, Министерство обороны, Академия наук и др.

Техническое задание содержит, как правило, следующие разделы:

- наименование и индекс разработки;
- основание для разработки;
- цель разработки и назначение системы;
- тактико-технические требования;
- требования к стандартизации;
- технико-экономические показатели;
- эргономические требования;
- порядок разработки, испытания, приемки и окончания работ;
- приложения и др.

Согласование ТТЗ между Заказчиком и Исполнителем (головной организацией), как правило, носит сложный характер из-за ограниченности сведений о будущем объекте, особенно если система (комплекс) отличаются высокой степенью новизны.

Разработка технического предложения (аванпроект) — этап создания комплекса, целью которого являются предварительное определение технического облика будущего комплекса, его состава, предварительное технико-экономическое обоснование работ, разработка документов сквозного планирования работ, предложение о составе соисполнителей.

Разработка технического предложения проводится на конкурсных началах несколькими головными организациями совместно с соисполнителями.

Техническое предложение — это совокупность документов, содержащих технические и технико-экономические обоснования целесообразности разработки изделия на основании ТТЗ и исследования различных возможных вариантов объекта, сравнительной оценки вариантов и решений с учетом конструктивных и эксплуатационных

особенностей разрабатываемого и существующих изделий, а также патентных и информационных материалов по изделиям аналогичного назначения.

В техническом предложении содержится:

- краткое техническое описание и предложения по схеме деления комплекса (в том числе по схеме деления составных частей, основных систем, агрегатов и приборов), обоснование основных технических решений и принципов функционирования комплекса и его изделий, обеспечивающих получение основных тактико-технических и эксплуатационных характеристик;

- проработка возможных вариантов комплекса, путей решения возникших технических и технологических проблем и вопросов, проработка и предварительная оценка энергетических, массовых и габаритных характеристик комплекса в целом и его изделий;

- обоснование выбора рационального варианта компоновки комплекса, его составных частей и основных систем, материалов конструкции и т.д., возможностей экспериментальной и производственной базы, технико-экономических показателей комплекса, защиты от несанкционированного пуска, а также проработка основных технических и организационных решений по обеспечению безопасности эксплуатации комплекса и его изделий;

- анализ соответствия технического уровня создаваемого комплекса и его изделий передовым достижениям отечественной и зарубежной науки и техники, сравнение выбранных вариантов комплекса по основным техническим и эксплуатационным характеристикам и технико-экономическим показателям с лучшими существующими и разрабатываемыми отечественными и зарубежными комплексами-аналогами с оценкой конкурентоспособности на мировом космическом рынке;

- разработка предварительных рабочих документов сквозного планирования и предварительного генерального графика (плана-графика) создания комплекса, предварительных графиков или планов-графиков создания изделий комплекса, предварительных планов капитального строительства и др.

К составу и объему технического предложения обычно предъявляются менее строгие требования по сравнению с последующим эскизным проектом. Некоторые проблемы практически только обозначены; обоснование требований к предлагаемому объекту часто базируется на опыте предыдущих разработок.

По завершении этого этапа его результаты подвергаются экспертизе головных отраслевых НИИ. Заключение (включая заключения по техническим вопросам, экологической безопасности, унификации и стандартизации комплекса и его изделий) на технические предло-

жения организации, проводящие экспертизу, представляют Заказчику, главному разработчику комплекса, конкурсной комиссии и главному НИИ Заказчика.

Разработка эскизного проекта. На этом этапе предусматривается анализ вариантов комплекса с целью выбора лучших, как правило, одного варианта; уточнение его состава, выбор принципиальных схемных и конструкторских решений, дающих общее представление об устройстве, конструкции, составе, принципах работы и особенностях изделий.

Из многочисленных документов, разрабатываемых на этапе эскизного проектирования, в первую очередь следует отметить:

- обоснование выполнения заданных в ТТЗ основных характеристик комплекса по результатам расчетно-теоретических, экспериментальных и других работ, перечни которых определены при разработке технических предложений;

- техническое описание выбранного варианта комплекса и его изделий, обоснование принятых технических решений по созданию комплекса в соответствии с ТТЗ;

- чертежи общего вида, теоретические и габаритные чертежи, схемы, их описания для основных изделий комплекса и комплекса в целом;

- особенности функционирования, эксплуатации, сроки и условия хранения, условия транспортировки, основные данные по регламентным проверкам (техническому обслуживанию), а также технические и организационные решения по обеспечению безопасности эксплуатации комплекса и его изделий, снятию с эксплуатации и утилизации;

- оценку эффективности, а также оценку выполнения требований к безопасности и жизнедеятельности экипажа — для пилотируемых комплексов, безопасности эксплуатации составных частей и систем, пожаровзрывобезопасности, защищенности от несанкционированного пуска и других характеристик в различных условиях эксплуатации;

- оценку воздействия на окружающую среду, меры по охране окружающей среды в процессе создания, производства, эксплуатации (транспортирования и хранения) комплекса (его изделий), в том числе при возникновении аварийных ситуаций;

- программу обеспечения надежности, содержащую перечень работ и мероприятий, проводимых на последующих этапах создания комплекса и его изделий с целью обеспечения и подтверждения требований к надежности, заданных в ТТЗ, по мере накопления информации на этапах наземной экспериментальной отработки и летных испытаний.

На этом же этапе уточняется и детализируется генеральный график создания объекта, который после согласования со смежными ор-

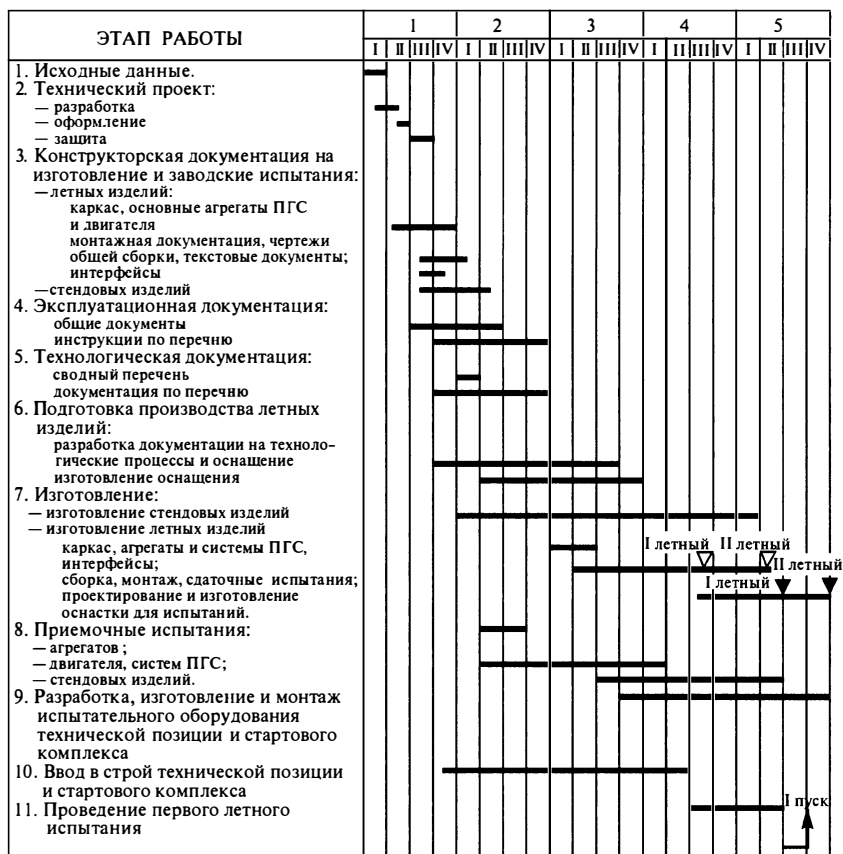


Рис. 4.2. Примерный генеральный план создания РН

ганизациями и утверждения Заказчиком становится директивным документом в части сроков выполнения всех работ вплоть до проведения первого пуска. На рис. 4.2 представлен в качестве примера такой план для гипотетического КРК.

Отметим, что разработка конструкторской и эксплуатационной документации проводится применительно к любому сложному объекту ракетно-космической техники на основании утвержденного эскизного проекта, являющегося основным документом по объекту. Кроме того, в настоящее время любой эскизный проект, разрабатываемый государственной организацией, обязан соответствовать требованиям государственного стандарта. В соответствии с требованиями ГОСТа предлагаемое к разработке изделие (объект, система, при-

бор и т.д.) обозначается специальным индексом и в соответствии с этим индексом обозначаются части эскизного проекта. Выполненный эскизный проект рассматривается в организации на научно-техническом совете и затем рассылается в вышестоящие и оппонирующие организации.

Экспертиза эскизного проекта внешними организациями проводится по схеме, аналогичной экспертизе технических предложений.

Разработка рабочей конструкторской документации. На этом этапе предусматривается разработка полного комплекта конструкторской и технологической документации для изготовления и испытаний опытных изделий комплекса и макетов, в том числе программы обеспечения надежности, комплексной программы экспериментальной отработки комплекса и изделий комплекса, а при необходимости и документации на конструкторско-технологические макеты; разработка технических условий и эксплуатационной документации.

Изготовление опытных изделий комплекса. Автономные испытания и корректировка рабочей документации. Изготовление опытных изделий комплекса для наземной отработки осуществляют по рабочей конструкторской документации, в том числе по ТУ на эти изделия, и соответствующей технологической документации. На этом этапе:

- проверяют (отрабатывают) конструкторскую (в том числе эксплуатационную) документацию на конструкторско-технологических и действующих макетах, а также на опытных изделиях комплекса, предназначенных для отработки до изготовления изделий для летных испытаний;
- проводят корректировку конструкторской документации по результатам макетирования;
- организации-изготовители совместно с организациями-разработчиками проводят соответствующую корректировку технологической документации в соответствии со стандартами ЕСТД;
- организации-изготовители осуществляют предварительную проработку технологии серийного производства (для изделий, которые в дальнейшем будут изготавливаться в серийном производстве) и отрабатывают технологическую документацию.

После изготовления первого образца и его приемки отделом технического контроля составляется перечень замечаний и только после их устранения приступают к изготовлению следующих изделий.

Комплексные и межведомственные испытания и корректировка рабочей документации. На этом этапе, сутью которого является наземная экспериментальная отработка, проводятся многочисленные комплексные испытания, в процессе которых осуществляется выявление несоответствий, дефектов, «узких мест», отказов; внесение изменений в конструкторскую, технологическую и эксплуатационную доку-

ментацию. Этап завершается выпуском итоговых отчетов о завершении наземной экспериментальной отработки отдельных изделий и комплекса в целом. В результате экспертизы итогового отчета и других материалов наземной экспериментальной отработки независимыми организациями выдается заключение о завершенности этапа, после этого принимается решение о готовности космической системы (комплекса) к летным испытаниям.

Летные испытания системы (комплекса) являются приемочными Государственными испытаниями комплексов и их изделий. Они проводятся с целью:

- всесторонней проверки и подтверждения характеристик (в том числе предельно допустимых их значений) комплекса (его составных частей и систем), заданных в ТТЗ (ТЗ), в условиях, максимально приближенных к условиям применения и эксплуатации, и в реальных условиях функционирования;
- отработки эксплуатационной документации и проверки достаточности и эффективности экспериментальной отработки изделий, входящих в комплекс, и комплекса в целом, проведения той отработки комплекса и его изделий, которую невозможно осуществить в наземных условиях;
- определения возможности принятия комплекса в эксплуатацию и (или) решения (выполнения) целевых задач.

Общее руководство летными испытаниями осуществляет Госкомиссия, назначаемая постановлением Правительства Российской Федерации по представлению Заказчика, согласованному с заинтересованными министерствами (ведомствами) и головным разработчиком комплекса.

Госкомиссия составляет заключение о завершении летных испытаний и выпускает акт-отчет с перечнем выявленных недостатков, адресуя их в соответствии с выявленными причинами на соответствующие предприятия.

Независимые экспертные организации выдают заключение о возможности перехода к изготовлению штатных (серийных) изделий. Исключением являются летные испытания уникальных космических аппаратов, изготавливаемых на опытных производствах в единичных экземплярах, что характерно практически для всех научных космических программ (например, программ исследования Солнца, Луны, Венеры и т.д.) и некоторых прикладных космических программ.

Летные испытания завершают научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы.

Изготовление штатных (серийных) изделий осуществляется по доработанной рабочей документации. После изготовления изделия под-

вергаются различным испытаниям, целью которых является подтверждение их качества.

Ввод в эксплуатацию — это совокупность работ по подготовке, наладке, проверке правильности функционирования систем, агрегатов составных частей системы (комплекса) и системы (комплекса) в целом и приемке ее государственной приемочной комиссией (приемочной комиссией) в эксплуатацию, а также закрепление их за соответствующими должностными лицами эксплуатирующей организации. Перечень и очередность ввода в эксплуатацию составных частей комплекса определяются документами «сквозного» планирования.

Вводу в эксплуатацию на объектах государственного Заказчика подлежат комплексы, их серийно изготовленные составные части и основные изделия, а также привлекаемые объекты космической инфраструктуры.

Эксплуатация системы (комплекса) — этап жизненного цикла изделия с момента принятия его эксплуатирующей организацией от завода-изготовителя или ремонтного предприятия, являющаяся совокупностью этапов ввода в эксплуатацию, приведения в установленную степень готовности к использованию по назначению, использования по назначению, хранения, транспортирования, снятия с эксплуатации и списания.

На этом этапе происходит накопление информации о функционировании системы, осуществляется гарантийный надзор предприятий — разработчиков и изготовителей — за ее эксплуатацией, в процессе которой выявляются отказы, несоответствия, дефекты, и по результатам исследования их причин вносятся изменения в документацию.

Как указывалось выше, разбиение жизненного цикла на этапы и их содержание регламентируется отраслевыми стандартами, в которых на основании ГОСТов, ЕСКД и других государственных нормативных документов формируется «свод правил» для организаций, принимающих участие в его реализации. Подобный подход просматривается и в других странах. В частности, в США существуют различные стандарты: на создание военной техники (по заказу Министерства обороны), на создание систем в рамках программ NASA, на создание коммерческих систем и т.д. На рис. 4.3 представлены для сравнения три стандарта из упомянутых.

Следует заметить, что на практике в зависимости от ситуации, в которой разрабатывается система, содержание работ по этапам по согласованию между Разработчиком и Заказчиком может быть изменено. Решающим фактором для этого может быть чрезвычайная важность, сложность и экстренность разработки или другая крайность,

Анализ потребностей и формирование технического задания (ТЗ)	Технические предложения (аванпроект)	Эскизный проект	Технический (рабочий) проект	Изготовление и испытания	Эксплуатация	Снятие с эксплуатации и утилизация
--	--	--------------------	------------------------------------	-----------------------------	--------------	--

а)

Поисковые исследования <u>Pre-Phase A</u> Advanced studies	Предвари- тельный анализ <u>Phase A</u> Advanced studies	Выбор концепции <u>Phase B</u> Definition	Проектиро- вание <u>Phase C</u> Design	Изготовление и испытания <u>Phase D</u> Development	Эксплуатация <u>Phase E</u> Operations
--	---	--	---	--	--

б)

Определение потребностей <u>Pre-Phase 0</u> Determination of mission need	Исследование концепций <u>Phase 0</u> Concept exploration	Выбор концепции <u>Phase I</u> Definition	Подготовка производства и испытания <u>Phase II</u> Engineering and manufacturing development	Изготовление, развертывание, поддержка в процессе эксплуатации, снятие с вооружения <u>Phase III</u> Production, fielding/deploy and operational support
---	---	--	---	--

в)

Рис. 4.3. Сравнение российского и американских стандартов:

а — российский стандарт; б — стандарт NASA (США); в — стандарт Министерства обороны (США)

наличие опыта по созданию аналогичных систем и даже готовых ее фрагментов. При этом любые изменения не должны вступать в противоречие с нормативными документами (ГОСТами и отраслевыми стандартами).

В зарубежной практике распространено деление на этапы под названием *A, B, C, D*. В табл. 4.1 представлены сведения о содержании этих этапов и временная оценка каждого из них. Представленная в таблице временная оценка может рассматриваться только как некоторый ориентир, так как существенно зависит от сложности и новизны создаваемой системы. Известны космические программы продолжительностью как больше приведенной, так и существенно короче, например, 12–18 мес.

Таблица 4.1

**Содержание этапов жизненного цикла сложной технической системы
(по данным зарубежной литературы)**

Этапы	<i>A</i> — концептуальные исследования		<i>B</i> — детальная разработка		<i>C</i> — изготовле- ние и раз- вертывание	<i>D</i> — эксплуа- тация
	Подэта- пы	Обоснова- ние необ- ходимости создания	Разработ- ка кон- цепции	Опытные разработки и аттеста- ция	Проекти- рование	
Типовые отчет- ные до- кументы	Меморан- дум о при- нятом ре- шении	Меморан- дум о при- нятом ре- шении	Обзор тре- бований к системе Обзор про- екта систе- мы Меморан- дум о при- нятом ре- шении	Обзор предвари- тельного проекта Обзор проекта Меморан- дум о при- нятом ре- шении	Запуск	Под- держка системы
Типовые результаты	Сообщение о необхо- димости	Концеп- ция сис- темы	Демонст- рацион- ный макет	Рабочий проект; ин- женерные макеты	Штатные изделия	Рабо- тающая система
Типо- вые вре- менные затраты	Непрерыв- но	1–2 года	2–3 года	3–5 лет	4–6 лет	5–15 лет

Список литературы

4.1. **Алешин В.В., Бодин Б.В. и др.** Этапы создания средств ракетно-космической техники и требования к процедурам обеспечения ее качества // Космонавтика и ракетостроение, 1996. № 7.

4.2. **Медведев А.А.** Жизненный цикл ракетно-космической техники: учебное пособие. М.: «МАТИ» Российский государственный технологический университет имени К.Э. Циолковского, 2007.

4.3. **Медведев А.А.** Летные испытания ракетно-космической техники: учебное пособие. М.: «МАТИ» — Российский государственный технологический университет имени К.Э. Циолковского, 2007.

4.4. **Основы** конструирования ракет-носителей космических аппаратов: учебник для студентов вузов / Б.В. Грабин, О.И. Давыдов, В.К. Сердюк и др.; под ред. В.П. Мишина, В.К. Карраска. М.: Машиностроение, 1991. 416 с.

4.5. **Blanchard, B.S., and W.J. Fabrycky.** Systems engineering and analysis, Prentice Hall, Inc., Upper Saddle River, N.J., 1998.

4.6. **NASA Systems Engineering Handbook**, NASA, SP-6105, 1995. 154 p.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ: ОСНОВНЫЕ ПРОЦЕДУРЫ И АТТРИБУТЫ

Эволюция процесса проектирования. Системотехника. Системный подход. Системный анализ. Задача синтеза технической системы. Декомпозиция задачи

Проектирование — это процесс, охватывающий все этапы жизненного цикла любой технической системы, включающий по существу комплекс работ с целью получения описания нового (или модернизированного) технического объекта, достаточного для изготовления и эксплуатации объекта в заданных условиях.

В соответствии с современным толкованием этого понятия под *проектированием* принято понимать процесс преобразования информации (содержащейся в техническом задании и нормативных документах, а также в знаниях проектанта) в информацию, образующую проект системы.

Проектирование можно рассматривать как процесс выработки решений по самым разнообразным вопросам (например, из каких элементов должно состоять изделие, какими должны быть параметры каждого элемента и т.д.).

Поскольку без количественных оценок принимать решение невозможно, то проводятся соответствующие исследования, которые представляют собой в основном математическое моделирование и эксперимент. Так как при создании современных средств космической техники эксперимент с системой в целом очень сложен или невозможен, то основную роль для таких оценок играет математическое моделирование.

Следует отметить, что никакие исследования не в состоянии учесть множество факторов, которые требуется учитывать при проектировании. Поэтому суждения руководителя, основанные на опыте, интуиции, знаниях и творческих способностях, необходимы и играют решающую роль. Не случайно при определении понятия «проектирование» некоторые исследователи относят его к искусству в большей мере, чем к науке.

Как прикладная дисциплина, проектирование восходит к временам, когда на смену кустарного производства, характерного использованием при создании нового изделия метода «проб и ошибок», когда информация о будущем изделии хранилась в основном в виде ус-

ваиваемых при обучении ремеслу фиксированных навыков, пришли технологии предварительного описания изделия, позволившие отделить умозрительную разработку от практического изготовления.

Рассматривая *эволюцию процесса проектирования* технических объектов, можно выделить несколько характерных этапов, отличающихся друг от друга используемым инструментарием и методическим подходом.

Для первого этапа характерно появление чертежа как носителя информации о будущем изделии, отделение процесса разработки такого описания от изготовления. Предварительное описание изделия позволило разделить труд по изготовлению отдельных частей изделия между несколькими работниками. Стало возможным создание изделий слишком больших, чтобы они могли быть изготовлены одним ремесленником.

Следующий этап отличается от предыдущего использованием математических методов для предварительных расчетов создаваемых объектов. Использование математики позволяет объективно оценить качество будущего изделия, создать базу для сопоставления различных проектных вариантов.

Последующие этапы характеризуются различной степенью использования математического аппарата и компьютерных систем от так называемого *аналитического проектирования* до *системотехнического*.

Успехи проектирования на этих этапах связаны в основном с успехами математических наук и компьютерных технологий. Математическая модель стала основой оптимизационной модели синтеза. Решение практически значимой оптимизационной проектной задачи невозможно без использования вычислительной техники, что послужило мощным стимулом к компьютеризации проектного дела.

Особенности алгоритмов оптимизации как формальных математических методов для выбора наилучшей альтернативы потребовали переработки проектных методик. Однократное решение «обратной задачи» (восстановление характеристик объекта по требованиям к нему) заменяется многократным решением «прямой задачи». Суть такого подхода заключается в варьировании характеристик проектируемого объекта под управлением алгоритма оптимизации и исключения — с помощью проверочных расчетов — неудачных вариантов. В соответствии с этим подходом окончательный вариант проектного решения выбирается из оставшихся (допустимых) по принятому критерию эффективности.

Использование методов оптимизации в качестве универсального математического аппарата для решения разнообразных проектных задач выявило необходимость и возможность создания общей методологии проектирования. Естественным фундаментом такой методологии

стал системный анализ, что позволяет говорить о современном этапе развития проектирования как о *системотехническом*. Соответствующее научное направление, связанное с разработкой систем (различной физической природы) возникло в начале 1950-х гг. в рамках общей теории систем. Ее развитие в направлении создания технических систем получило название «теория технических систем». Именно на базе этой теории, как реакция многих методологических усилий на запросы практики, в конце 1950-х гг. сформировалось самостоятельное научное направление — *системотехника*, охватывающая методологические подходы к решению комплекса теоретических и практических задач, возникающих при создании сложных технических систем.

К настоящему времени не существует единого общепринятого определения понятия «системотехника». В каждом из известных определений отражается тот факт, что системотехника в рамках деятельности организации (от формирования концепции до изготовления и эксплуатации) объединяет все дисциплины, вовлеченные в создание технической системы, такие как механика полета, теплотехника, двигатели, системы управления, конструкция, экономика и др., а также тот факт, что системотехника рассматривает как экономические, так и технические проблемы всех категорий лиц, вовлеченных в процесс: заказчика, пользователей и др.

Одно из известных самых полных определений представляется следующим образом:

Системотехника — это приложение научных и технических усилий, с тем чтобы:

- преобразовать потребности разрабатываемой системы в описание параметров системы и ее конфигурации в рамках итеративного процесса следующей последовательности действий: определение целей, синтез, анализ, разработка технической документации, испытание и оценка;
- согласовать взаимосвязанные технические параметры и обеспечить совместимость всех физических, функциональных и программных интерфейсов, с тем чтобы оптимизировать систему в целом;
- согласовать такие показатели, как надежность, ремонтопригодность, безопасность, выживаемость и др., в рамках общих усилий для достижения программных целей в части стоимости, графика работ и технических характеристик.

Зарождение системотехники как самостоятельной области знаний связано с развитием ракетно-космической техники, точнее, с созданием первых баллистических ракет. При их создании проявились все специфические особенности системотехнических разработок:

- участие в разработках больших проектных организаций;
- высокая специализация проектировщиков;

- вовлечение в создание многих субподрядчиков;
- необходимость согласованных разработок различных устройств и программного обеспечения;
- наличие сложных требований к процессу обслуживания и эксплуатации;
- ограниченное время на разработку;
- высокий уровень вовлеченных в разработку технологий.

В широком смысле слова системотехника является дисциплиной, предлагающей методологию создания сложных технических систем, в частности, проектирования систем, которые являются сложными в такой степени, что отдельный индивидуум не может охватить всю систему в деталях. В современной литературе для определения сущности этой методологии принят термин *системный подход*, в соответствии с которым системный подход — это методология науки на уровне общенаучных принципов и форм исследований, применяемых в самых различных отраслях науки.

Собственно термин «системный подход» и возник как проявление единого методологического подхода к решению разнообразных задач прогнозирования и проектирования, программно-целевого планирования, создания, эксплуатации и управления на различных этапах жизненного цикла сложных систем и комплексов.

В основе системного подхода лежит стремление изучить объект (систему, проблему, явление, процесс) как нечто целостное и организованное во всей его полноте и во всем многообразии связей в объекте.

Системный подход к исследованию систем различной природы представляет собой совокупность принципов организации и методологии их изучения и научно-методологический аппарат, необходимый для оценки систем в количественных или других объективных показателях.

Принципы системного подхода к исследованию сложных систем — это совокупность различных научно-методологических и организационных принципов и приемов, позволяющих учесть основные общие свойства данных систем в процессе их изучения. Важнейшие из них следующие.

- *Принцип системности* ориентирует исследователя на рассмотрение объектов как систем; при этом система рассматривается не изолированно, а во взаимосвязи с внешней средой, с учетом всего комплекса целей, связанных с системой.
- *Принцип централизованности* определяет связность различных систем и подсистем в рамках единой системы более высокого уровня и подчиненности этих частных систем целям и задачам системы высшего уровня.

- *Целевой принцип* требует построения всей иерархии целей и задач системы как для основной исследуемой системы, так и для соподчиненных систем.

- *Принцип комплексности* определяет необходимость учета различных факторов и оценки взаимного влияния различных систем и подсистем на развитие исследуемой системы, требует рассмотрения системы и подсистем с различных точек зрения (например, с точки зрения техники, экономики, социологии и политических аспектов, времени разработки и т.п.).

- *Ресурсный принцип* требует, как правило, ограниченных ресурсов для реализации подсистем, входящих в систему, и самой исследуемой системы.

- *Принцип вариантности* отражает стохастический, т.е. вероятностный характер структуры системы и определяет необходимость разработки некоторого ряда вариантов подсистем и их связей в рассматриваемой системе.

- *Принцип этапности* определяет необходимость выделения фаз и этапов исследований, каждый из которых характеризуется своей степенью детализации.

- *Принцип эффективности и оптимальности* определяет необходимость выбора такого варианта построения подсистем, который обеспечивает наибольшую эффективность рассматриваемой системы с учетом ограниченных ресурсов и возможности реализации в заданные сроки.

Применительно к проектированию сложных технических систем системный подход предполагает, прежде всего, рассмотрение системы как единого целого. Для системы в целом формулируются цели, рассматривается ее взаимосвязь с внешней средой и формируется «пакет» требований, выполнение которых должно обеспечить достижение цели. Далее разрабатывается общая структура системы, включающая совокупность компонентов, характеризующихся их функциональным назначением в структуре, и определяются параметры этих компонентов, т.е. решается задача синтеза системы. Эти компоненты являются объектами последующих исследований. При этом если какой-то из компонентов также представляет собой сложную техническую систему, то процесс его исследования начинается в представленной выше последовательности.

Системный анализ является основой научной методологии изучения сложных систем в количественных показателях. Он предусматривает применение арсенала современной математики или математической логики для исследования систем и количественных показателей с оптимизацией и поиском оптимальных или близких к ним квазиоптимальных решений. Системный анализ проводится обычно поэтапно

но на чередующихся операциях анализа и синтеза и направлен на раскрытие неопределенности системы, на получение более точных данных, на выявление основных взаимосвязей параметров системы, т.е. на последовательную замену незнания системы знанием о ней с количественной характеристикой компонентов и элементов.

Под *анализом* понимается метод исследования путем логического (мысленного) разложения целого (системы, проблемы, процесса) на составные части и изучения отдельных сторон и свойств целого и его составных частей (например, анализ деформаций и напряжений конструкции, траекторный анализ, анализ аэродинамических характеристик, анализ теплового состояния и т.д.).

Под *синтезом* понимают определение структуры и параметров технической системы и ее компонентов, которые удовлетворяли бы в максимальной степени предъявляемым к ним требованиям (например, формирование схемного решения ракеты-носителя и выбор ее проектных параметров, удовлетворяющих требованиям технического задания, компоновка ракеты-носителя и т.д.).

Под *структурой* объекта понимают состав его компонентов и связи компонентов друг с другом. *Параметр* — это величина, характеризующая некоторое свойство объекта или режим его функционирования. Полагают, что структура системы дает ее качественное описание, а параметры — количественное.

Как показала практика разработки сложных технических систем, их исследование делится на два достаточно отличающихся друг от друга комплекса работ, являющихся составными частями жизненного цикла системы:

- выбор и построение структуры системы в целом (внешнее проектирование) — это выбор целей и задач развития на прогнозируемый период с комплексной оценкой различных факторов, построение так называемого «иерархического дерева» целей и задач и требований к комплексам, макропроектирование (системное проектирование) систем;
- проектирование системы и ее компонентов (опытно-конструкторские работы), т.е. собственно разработка входящих систем и комплексов.

Если известна основная задача комплекса, полученная при рассмотрении сложной технической системы, то и сам этап проектирования комплексов, ракет-носителей, космических аппаратов, стартовых устройств и др. также можно разделить на те же два комплекса работ:

- формирование требований к комплексу и определение его облика при различных конкурирующих способах его построения;
- рабочее проектирование выбранного варианта, predeterminedное на первой фазе тактико-техническим заданием и предварительным обликом системы.

Системный анализ, как упоминалось выше, состоит обычно из поэтапно чередующихся операций анализа и синтеза.

Механизм использования этих операций (анализа и синтеза) отличается от этапа к этапу, но при этом неизменным остается общий алгоритм, предопределенный системотехническим отношением к решению проблем, включающий ряд следующих основополагающих процедур:

- исследование расширенной задачи;
- определение цели;
- формирование концепции (выбор способа реализации цели);
- формирование архитектуры (структуры) системы на базе конечного числа системообразующих элементов;
- генерирование альтернативных вариантов системы на базе принятой архитектуры (структуры);
- анализ вариантов с целью выбора наиболее предпочтительного (базового) варианта;
- формирование требований к системам нижнего уровня (подсистемам).

Список основных процедур не исчерпывает их полный перечень; в зависимости от уровня и специфики системы он может быть несколько расширен и даже сокращен. Последнее возможно, если в силу различных причин в исходных данных определены какие-то из указанных как искомые решения (например, определена концепция будущей системы).

Первая процедура состоит в изучении расширенной задачи, в которую входит задача, предварительно поставленная для исследуемой системы. Это может быть или задача более высокого уровня (надсистемы), или задача того же уровня, но охватывающая более широкий состав рассматриваемых компонентов.

Определение цели предполагает, прежде всего, ее описание как словесное, так и математическое. В том и другом варианте — это ее представление в форме модели. В первом случае формулируется краткое описание на естественном языке, в котором представляется назначение системы или потребность в ее создании. Описание назначения состоит из трех атрибутов:

- действия, выполнение которых приводит к желаемому результату;
- указание объекта, на который направлено действие;
- определение условий выполнения действий.

Например, при создании РКН такое описание может быть представлено в следующем виде: *создать РКН для выведения полезных грузов на орбиты искусственного спутника Земли (далее следуют параметры орбиты) с заданного полигона запуска (далее следует название космодрома)*. Во втором случае предполагается конкретизация описания

назначения с определением количественных показателей (характеристик), относящихся к действию, объекту и условиям. Таким образом формулируются требования к создаваемой системе и ограничения, что можно представить как «образмеривание» цели или качественных показателей ее назначения. Касательно предыдущего примера — это указание массы полезных грузов, параметров орбит (высот и наклонений), название космодрома.

Описание цели предполагает также выбор критерия предпочтения (критерия), который должен соответствовать как модели цели, так и решаемой задаче (синтеза системы). Для глобальной оценки соответствия качеств синтезируемой системы целям ее создания применяется система критериев эффективности (функция цели), монотонно связанных с такой оценкой. Наилучшей считается система, для которой критерий достигает экстремального значения (минимума или максимума в зависимости от физической природы критерия). Показатели эффективности обычно тесно связаны с характеристиками системы; именно один из показателей эффективности часто используется в качестве критерия в задачах оптимизации.

Критерий — это признак или условие, по которому выделяется наиболее предпочтительный, эффективный из различных вариантов, способов достижения поставленной цели при их сопоставлении.

Критерий должен отвечать следующим основным требованиям:

- быть представительным, т.е. учитывать все главные стороны функционирования системы;
- быть чувствительным к изменению исследуемых параметров (показателей);
- быть достаточно простым для получения оценки.

Рассмотрим два простых примера. Одной из основных характеристик средств выведения является масса выводимой на орбиту полезной нагрузки. Естественным в таком случае является использование в качестве показателя эффективности именно этой характеристики. Для большинства научных программ в составе характеристик можно встретить вероятность выполнения поставленных задач. В таком случае в качестве критерия эффективности может быть использован этот показатель. Этот подход является упрощенной процедурой принятия решений, так как на практике не представляется возможным достаточно уверенно из множества реальных показателей эффективности выбрать один, определив его как критерий для принятия решений.

В более строгой постановке задач принято использовать многокритериальный подход, т.е. использовать для принятия решений одновременно несколько наиболее значимых показателей эффективности. Такая задача сопряжена со многими математическими проблемами, которые на практике стараются обойти, переходя к монокритери-

альной постановке задач, выбирая в качестве критерия какой-то обобщенный показатель, который учитывал бы относительную значимость показателей эффективности. В этой постановке задачи появляется другая проблема — определение относительной значимости показателей, которая, в конечном итоге, устанавливается экспертами с использованием каких-либо формализованных процедур.

В обоих примерах в качестве показателя эффективности используются технические характеристики, однако наибольшую практическую ценность представляет экономическая эффективность. Среди показателей экономической эффективности наиболее значимой является прибыль, представляющая собой разность между полным экономическим выигрышем и затратами. Привлекательность такого показателя девальвируется из-за очень низкой точности его оценки, особенно в начале разработки сложных и уникальных изделий, как, например, изделия космической техники.

Разработка концепции является одним из наиболее ответственных этапов разработки системы и требует большого опыта и широкой эрудиции.

Концепция (от лат. *conception* — восприятие, общий замысел) по существу представляет общий замысел того, как будущая система будет на практике функционировать. Под этим подразумеваются формирование принципиального подхода к достижению цели, который определяет «лицо» будущей системы. Применительно к космическим ракетным комплексам это может быть решение о создании комплекса на базе существующего «задела» в отрасли или разрабатывающей организации (например, на базе твердотопливных технологий) или решение об одновременном создании семейства комплексов.

Каждой принятой концепции может быть поставлен в соответствие некий набор атрибутов и средств, обязательных для ее реализации, образующих совместно индивидуальную для концепции *архитектуру (структуру) системы*. Для КРК в качестве таковых можно рассматривать номенклатуру полезных грузов, орбиты назначения, средства выведения, технический комплекс, стартовый комплекс и т.д. Следует особо отметить два обстоятельства, связанных с формированием архитектуры:

- 1) концепция в архитектуре, имеющая ключевую роль и определяющая состав и характер взаимодействия ее компонентов;
- 2) каждый из компонентов архитектуры, который может быть реализован в различных вариантах.

Формирование множества альтернатив системы является очень сложной и наиболее трудной задачей системного анализа. Это касается, прежде всего, генерирования вариантов структуры, где искусство разработчика превалирует над формальными построениями. Состав

ление перечня возможных альтернатив является напряженной творческой работой, для облегчения и ускорения которой предлагается много эвристических подходов (например, мозговой штурм, деловые игры и т.д.). Варианты структуры, точнее, ее модели, могут быть представлены в виде списка или таблицы.

Наибольшее распространение получили структурные схемы. При определении состава компонентов структуры можно воспользоваться одним из положений системного анализа о единстве структуры и функции системы, т.е. структура является носителем функции системы. Функция является внешним проявлением свойства компонента в системе. Таким образом, состав элементов структуры может быть определен составом функций, исполнение которых обеспечивает достижение цели системой.

Среди всех компонентов системы следует выделять главный компонент, непосредственно взаимодействующий со средой при реализации системы. Функция главного компонента, как правило, в значительной степени зависит от функции системы или совпадает с ней. Например, в составе КРК ракета-носитель имеет функцию — выведение полезных грузов на заданные орбиты (траектории), которая совпадает с функцией самой системы — КРК.

При выборе параметров системы в процессе ее синтеза альтернативы находят среди определяющих параметров. Определяющими факторами принято называть такие факторы, которые существенно влияют на результаты решения задачи. Они могут быть качественными и количественными. Примером качественных факторов могут служить структурные связи. Определяющие факторы, описываемые количественно, будем называть определяющими параметрами. По отношению к исследованию определяющие параметры могут быть:

- выбираемыми (управляемыми), т.е. проектными;
- заданными, не изменяемыми при исследовании.

Последнее деление объясняется тем, что не все определяющие параметры представляется возможным выбирать. При создании СТС, как правило, имеет место преемственность: в создаваемой системе используются компоненты существующей системы. Комплектующие изделия поступают с уже определенными характеристиками. Некоторые из параметров устанавливаются в результате неформализованного выбора на основании субъективных суждений руководителя.

Зачастую ряд параметров задается исследователем (проектировщиком) с целью упростить задачу уменьшения альтернатив. К ним относятся параметры, слабо влияющие на выполнение требований к показателям качества и критерий предпочтения.

Анализ альтернатив и выбор предпочтительного варианта производятся на базе соответствующей математической модели. Понятие

модели, используемое в науке и технике, относится к различным формам упрощенного отображения реальности (физические, лингвистические, математические и др.), а также к различным подходам к схематизации (функциональные, структурные, операционные и др.). Анализ и синтез сложных технических систем в основном базируются на математическом моделировании, т.е. использовании математических моделей. Какие объективные свойства реального мира должны быть отражены в модели, определяет цель моделирования. В задаче синтеза технической системы основой для формирования модели является математическая постановка задачи, которая в общем виде может быть представлена следующим образом:

$$Y(y_1, \dots, y_p); \quad X(x_1, \dots, x_n, x_{n+1}, \dots, x_N);$$

$$(x_i)_{\min} \leq x_i \leq (x_i)_{\max}, \quad i=1, \dots, n,$$

$$x_i = \|x_{is}\|, \quad i=n+1, \dots, N, \quad s=1, \dots, S_i;$$

$$Z_j(X, Y) \geq A_j(Y), \quad j=1, \dots, m,$$

$$Z_j(X, Y) = A_j(Y), \quad j=m, \dots, M;$$

$$\text{extr}K(X, Y),$$

где Y — вектор технического задания, элементы которого представляют собой количественные и качественные требования к системе, X — вектор оптимизируемых переменных (синтезируемых компонентов) системы, содержащий n непрерывных и $N-n$ дискретных компонентов. Матрица $\|x_{is}\|$ представляет собой таблицу допустимых значений для дискретных оптимизируемых переменных. Требования к системе формулируются в виде совокупности равенств и неравенств. Характеристики синтезируемой системы описываются функциями Z_j , а требования к характеристикам — соответственно функциями A_j .

Для глобальной оценки соответствия качеств синтезируемой системы целям ее создания применяется критерий эффективности (функция цели) K , связанный с такой оценкой. Наилучшей считается система, для которой критерий достигает экстремального значения (минимума или максимума в зависимости от физической природы критерия). Компоненты задачи образуют математическую модель системы.

Как правило, задачи проектирования изделий космической техники, относящиеся к классу сложных технических систем, очень трудоемкие. На практике разделяют общую задачу на ряд частных задач, и

каждую из них решают как самостоятельную. Операцию разделения целого на части называют *декомпозицией*. Так как все частные задачи взаимосвязаны, то смежные задачи считаются решенными. Путем итераций, решая одну частную задачу за другой, приходят к решению общей задачи. При этом стремятся обеспечить системность решений частных задач (их согласованность и подчиненность достижению общей цели) — получить проект СТС, удовлетворяющий заданным требованиям.

На практике системность решения частных задач обеспечивается применением эвристических методов, методик, приемов, которые аккумулирует многолетний опыт проектных коллективов. Например, для согласования частных решений используются компоновочные чертежи РКН и данные, которые отражают результаты проектирования и в которые вносятся изменения, возникающие в итеративном процессе проектирования.

Приведенные положения распространяются и на решение задачи синтеза сложной технической системы. Их реализация предусмотрена в методе системного анализа — декомпозиции-субоптимизации, т.е. в каждой частной задаче выполняется своя частная оптимизация — субоптимизация. Оптимальные решения частных задач, полученные независимо, могут оказаться несогласующимися или даже противоречащими друг другу. Чтобы этого не случилось, необходим системный подход, который в данном случае выражается в подчинении критериев предпочтения в частных задачах критериям в вышестоящих по иерархии задачам. Следовательно, необходима декомпозиция не только общей задачи, но и ее критерия предпочтения. В результате будет получена иерархическая система задач и критериев для них, на верхнем уровне которой будет некоторая общая задача и критерий предпочтения для ее решения.

Цель декомпозиции — упростить решение сложной проблемы, обеспечить целостность (системность) ее решения. В частности, цель декомпозиции генерального конструктора — расчленив общую задачу проектирования СТС, чтобы организовать процесс проектирования, распределив частные задачи между подразделениями КБ (конструкторский отдел, отдел систем управления и т.д.). При этом декомпозиция общей задачи проектирования основывается на опыте проектирования в данном КБ и на свойствах объекта проектирования.

Общих методов непосредственного синтеза сложных технических систем практически не существует. Математические подходы, используемые для определения наиболее предпочтительных (оптимальных) вариантов системы, существенно отличаются от иерархического уровня рассматриваемой системы и задач исследования. На этапе внешнего проектирования (в процессе формирования технического задания) ал-

горитм синтеза, как правило, реализуется путем вариантных расчетов. Синтез начинается в первом приближении структуры и параметров системы и реализуется путем последовательных приближений на основе оценки достигаемых значений показателей качества, эффективности и стоимости по результатам моделирования системы со структурой и параметрами, постепенно приближающимися сначала к удовлетворительным, а затем к предпочтительным структурам и параметрам.

На уровне проектирования в рамках опытно-конструкторских работ задачи синтеза имеют свою специфику, которая заключается в следующем. Проектирование элементов системы протекает в рамках технической структуры системы по исходным данным, полученным при проектировании системы на этапе внешнего проектирования. Используемые модели отличаются большей детализацией свойств элементов и условий их функционирования. В частных задачах, сформулированных по результатам декомпозиции, обычно используются численные методы решения задачи оптимизации.

Большинство задач оптимизации сложных технических систем относится к задачам математического программирования. Их сущность сводится к отысканию такой совокупности параметров, которой соответствует экстремум (минимум или максимум) некоторой целевой функции. Простановка любой задачи оптимизации предполагает наличие следующих *обязательных атрибутов*:

- математической модели объекта оптимизации;
- области определения или существования модели, т.е. ограничений, которые требуют своего учета;
- критерия оптимальности;
- формулировки задачи (что требуется найти и в каком виде).

Математическая модель в этом перечне занимает первое место в связи с ее принципиальной важностью в задачах синтеза. Она должна удовлетворять следующему основному требованию: из всего многообразия факторов, характеризующих систему, должны учитываться только те, которые существенно влияют на результаты данного исследования (например, на показатели эффективности, качества и т.п.).

Математическая модель в простейшем представлении — это система математических описаний зависимостей между показателями качества, эффективности и стоимости — с одной стороны, и параметрами, характеризующими систему — с другой стороны.

Выбор метода оптимизации в первую очередь зависит от типа целевой функции и функций ограничения. К настоящему времени накоплен большой арсенал методов оптимизации. Их анализ и рекомендации по использованию выходят за рамки излагаемых материалов. Тем не менее некоторые из них будут обсуждаться при рассмотрении частных проектных задач.

В некоторых случаях для решения задач синтеза систем используются не результаты оптимизации, а результаты вариантных расчетов, но в том и другом случаях следует говорить об алгоритмах оптимизации.

При весьма существенной роли задач синтеза в их математическом изложении ими далеко не исчерпывается перечень проектных работ. Большинство из задач до настоящего времени не формализованы и требуют от разработчиков высочайшей эрудиции и способности принимать решения, опираясь на накопленный в отрасли опыт, умения использовать для принятия решений современных методов, методик и приемов, в том числе реализованных в компьютерных программах.

Список литературы

5.1. **Основы** синтеза систем летательных аппаратов / А.А. Лебедев В.В. Малышев, О.П. Нестеренко и др.; М.: МАИ, 1996. 444 с.

5.2. **Гайкович А.И.** Основы проектирования сложных технических систем. СПб.: НИЦ «Моринтехника», 2001. 432 с.

5.3. **Новые** наукоемкие технологии в технике: Энциклопедия. Т.21 / под общ. ред. К.С. Касаева. М.: ЗАО НИИ «Энцитех», 2002. 554 с.

5.4. **Основы** проектирования летательных аппаратов (транспортные системы) / В.П. Мишин и др.; М.: Машиностроение, 1985. 360 с.

5.5. **Blanchard, B.S., and W.J. Fabrycky**, Systems engineering and analysis, Prentice Hall, Inc., Upper Saddle River, N.J., 1998.

ПРОЦЕСС РАЗРАБОТКИ КОСМИЧЕСКОЙ ПРОГРАММЫ

Космическая инфраструктура. Последовательность работ в процессе разработки космической программы. Концепция космической программы. Архитектура космической программы. Формирование требований к космической системе. Системное проектирование

Разработка космической программы инициируется необходимостью решения тех или иных народно-хозяйственных, научных или оборонных задач с использованием средств ракетно-космической техники, а возможности ее реализации определяются потенциальными возможностями космической инфраструктуры, которой располагает государство.

Космическая инфраструктура включает в свой состав космические средства (совокупность орбитальных средств, средств подготовки, выведения и управления космическими аппаратами и технических средств, обеспечивающих их эксплуатацию), а также предприятия (НИИ, КБ, заводы) и службы, обеспечивающие разработку, изготовление, испытание, эксплуатацию и управление всеми видами работ — от уровня государства до уровня низовых подразделений. Ее аналогом является, например, городская инфраструктура, включающая в свой состав все средства и службы городского хозяйства, обеспечивающие жизнедеятельность и развитие города.

Средства космической инфраструктуры можно условно разделить на четыре группы, соответствующие укрупненному представлению жизненного цикла сложной технической системы (рис. 6.1). В первую группу входят научно-исследовательские институты, конструкторские бюро и другие научные и инженерные организации соответствующего профиля. Во вторую — производственные организации, обеспечивающие изготовление изделий космической техники. В третью группу — испытательные центры и другие организации, связанные с испытаниями как отдельных составных частей, так и изделий космической техники в целом. В четвертую — организации и средства, обеспечивающие эксплуатацию и подготовку к пускам, пуски всех видов летательных аппаратов, а также все операции по сопровождению полетов космических аппаратов в процессе их функционирования в космическом пространстве.

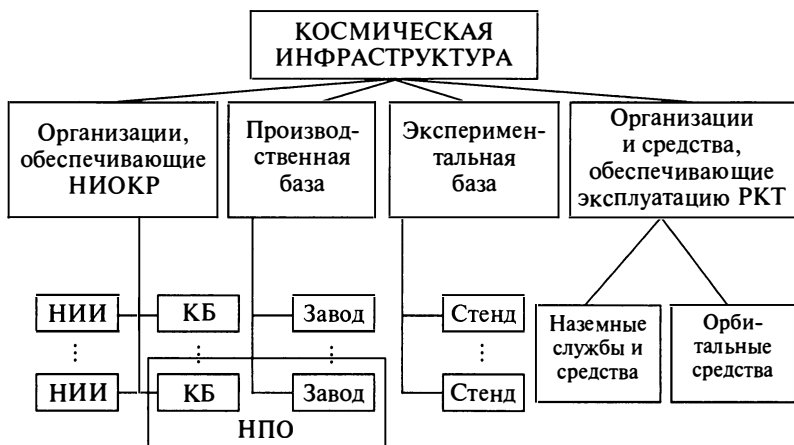


Рис. 6.1. Космическая инфраструктура:

НИОКР — научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы; РКТ — ракетно-космическая техника; НИИ — научно-исследовательский институт; КБ — конструкторское бюро; НПО — научно-производственное объединение

Большинство средств космической инфраструктуры четвертой группы размещено на «полигонах запуска» — космодромах. В составе космодрома находятся: наземные объекты технических и стартовых комплексов, обеспечивающих подготовку и запуски космических ракетных комплексов различного назначения; средства наземного комплекса управления и комплекса посадки и обслуживания, а также наземные и водные поля падения отработавших частей РН; железнодорожные и грунтовые (бетонные) дороги, обеспечивающие сопряжение с транспортными дорогами страны; жилой город; объекты социального и культурного назначения; аэродром; кислородно-азотный завод; хранилища отдельных видов ракетного топлива; системы энерго-, водо- и теплоснабжения; системы внутренних транспортных коммуникаций, связи и т.д. В укрупненном виде типовой состав наземной космической инфраструктуры космодрома показан на рис. 6.2.

Для создания космодрома большое значение имеет выбор места его расположения, на который влияют многие факторы:

- трассы полета и поля падения отработанных частей РКН;
- сейсмичность района; механические характеристики грунта;
- наличие и состояние грунтовых вод; наличие рек или водоемов, необходимых для систем водоснабжения создаваемых объектов;
- климатические и метеорологические условия и др.

На структуру построения и состав объектов космодрома существенное влияние оказывают географические координаты его располо-

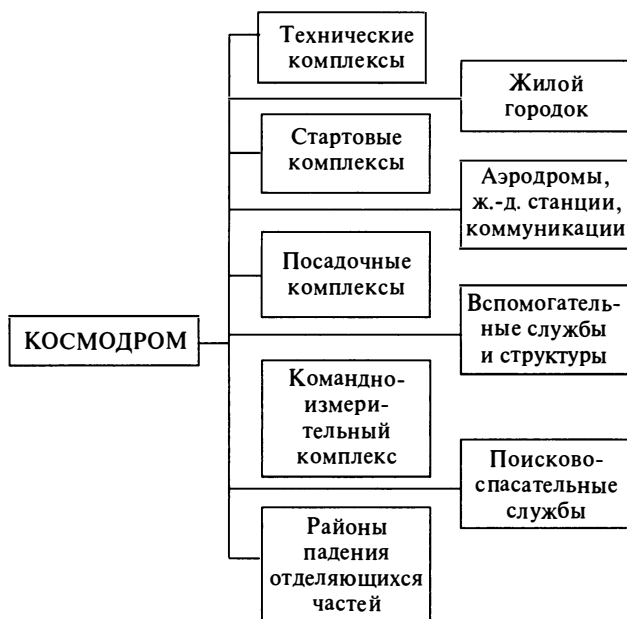


Рис. 6.2. Типовой состав наземной инфраструктуры космодрома

жения, объем выполняемых отечественных и международных программ, номенклатура (класс) применяемых ракет, уровень развития техники и состояние экономики государства.

В настоящее время на территории России расположено три полигона запуска (космодрома): Плесецк (г. Мирный в Архангельской области), Капустин Яр (в Волгоградской области) и Свободный (в Амурской области). Кроме того, значительное количество пусков в интересах России осуществляется с полигона запуска Байконур, находящегося на территории Казахстана, арендуемого Россией и (в соответствии с достигнутыми договоренностями), являющегося межгосударственным полигоном стран СНГ.

Подавляющее большинство запусков осуществляется с космодромов Плесецк и Байконур. В составе космодрома Плесецк имеются стартовые комплексы для запуска РКН «Союз», «Молния», «Циклон», «Рокот» и «Космос». Здесь же сооружается универсальный стартовый комплекс для создаваемого семейства РКН «Ангара».

С космодрома Байконур стартуют РКН «Протон», «Зенит-2», «Союз-У», «Союз-У2», «Молния-М», «Циклон-2», «Рокот», «Днепр». Пока это единственная база у России для реализации пилотируемых про-

грамм и запуска тяжелых полезных грузов, в том числе на геостационарную орбиту.

Космодром Свободный, созданный на базе воинской части ракетных войск стратегического назначения, ориентирован на запуск РКН легкого класса; официальный статус космодрома получен в 1996 г. Для запуска РКН планировалось использовать имеющиеся шахтные пусковые установки. С этого полигона уже стартовали РКН «Старт-1».

Космодром Капустин Яр, являющийся старейшим из российских ракетных полигонов (отсюда в 1947 г. стартовала первая в нашей стране ракета дальнего действия), использовался для запуска РКН до конца 1970-х гг.

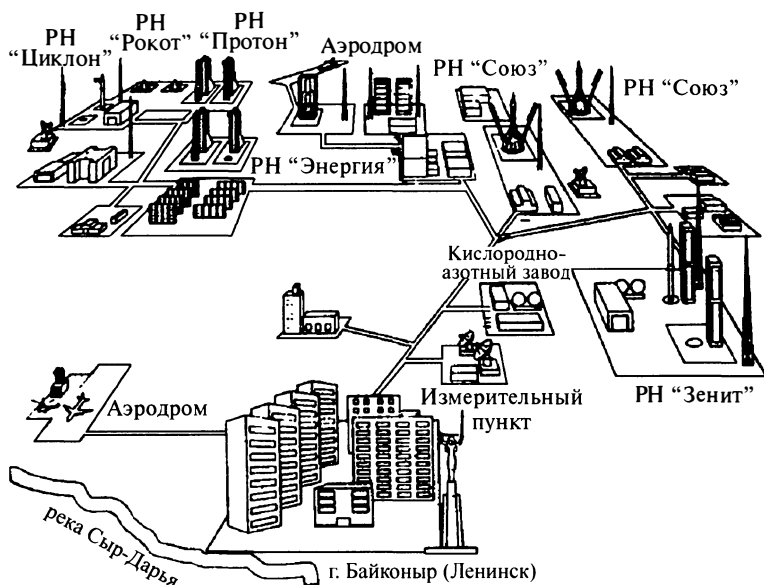
На рис. 6.3 в качестве примера, представлено расположение основных объектов космодромах Плесецк и Байконур. Следует заметить, что отдельные фрагменты космической инфраструктуры могут принадлежать разным государственным ведомствам (Министерству обороны, Российскому космическому агентству, Академии наук и др.)

Вся космическая деятельность в России осуществляется в рамках Федеральной (национальной) космической программы, которая содержит ряд тематических разделов, включающих космические программы целевого назначения. Спектр космических программ чрезвычайно широк — от известных программ космической связи («Молния», «Орбита», «Горизонт»), программ исследования других планет («Марс», «Венера») и небесных тел («Вега») до предлагаемых программ по производству в космосе и даже погребениям в космосе.

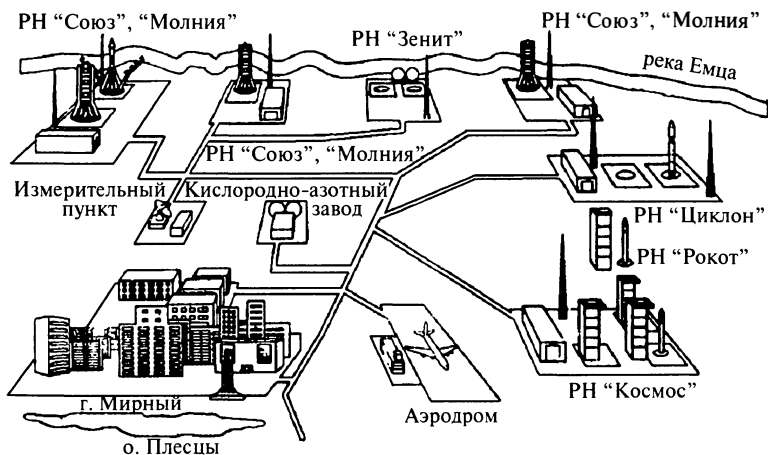
В настоящее время после принятия закона Российской Федерации «О космической деятельности» функция разработки Федеральной космической программы России передана Федеральному космическому агентству (Роскосмос).

Космическая программа на определенный период включает, как правило, предложения научно-исследовательских учреждений и головных конструкторских бюро по РКТ. Все эти предложения и заявки обрабатываются в Роскосмосе с привлечением головных отраслевых научно-исследовательских институтов и Российской академии наук. Заключительным документом этой процедуры является проект Федеральной космической программы, содержащий в себе программы долгосрочных работ, ежегодные программы-планы реализации космических проектов, планы запусков космических аппаратов (КА).

После утверждения на государственном уровне Федеральной космической программы в соответствии с годовыми планами Роскосмос размещает на предприятиях государственный заказ на разработку, создание и применение ракетно-космической техники, а также на проведение в рамках федеральной космической програм-



а)



б)

Рис. 6.3. Расположение основных объектов космодрома:
 а — на Байконуре; б — в Плесецке

мы работ по исследованию и использованию космоса в народно-хозяйственных и научных целях.

Разработка и реализация космической программы предполагают широкий круг работ по управлению и обеспечению целенаправленной деятельности для достижения конкретной цели с использованием средств ракетно-космической техники, основу которых составляет соответствующая сложная техническая система. Системотехника применительно к этим работам предполагает тщательное исследование потребностей заказчика, преобразование их в функциональные требования, разработку архитектуры проектируемой системы, которая выполнила бы эти требования, распределение требований по компонентам системы, а также контроль за тем, чтобы результирующий продукт соответствовал потребностям заказчика.

Первая фаза работ по разработке космической программы в соответствии с системным подходом включает в себя ряд системотехнических процедур, *последовательность* которых представлена ниже:

- определение целей космической программы;
- формирование требований и ограничений;
- разработка концепции программы;
- формирование архитектуры космической программы;
- оценка программы;
- формирование требований к космической системе.

Определение главных формальных *целей* на заданный период предвеляет обычно какое-то программное заявление или решение на самом высоком государственном уровне. Примерами таких целей могут быть: решение руководства СССР о запуске первого искусственного спутника Земли, заявление президента США Джона Кеннеди о пилотируемом полете на Луну, решение Правительства РФ об исследовании Солнца с помощью универсального КА по программе Российской академии наук и т.д. Определение целей осуществляется в рамках поисковых работ для оценки потенциальных потребностей пользователя (пользователей).

Обычно космическая программа преследует несколько целей, которые могут быть определены в двух категориях: главные и дополнительные (второстепенные). Какие-то из второстепенных целей могут быть достигнуты с использованием имеющегося оборудования и оборудования, предназначенного для решения главной задачи, а некоторые из них потребуют дополнительного оборудования.

В качестве примера главной цели может быть доставка лунного грунта, реализованная в рамках лунной космической программы (КА «Луна-16», «Луна-20», «Луна-24»). К целям второстепенным, как правило, относятся «попутные» исследования, например, влияния космического пространства на оптические характеристики солнечных батарей и др.

Такое представление целей, сформулированных в достаточно общем виде, характерно для начала разработки. Однако для последующих работ описание формулируется в виде совокупности требований, которые обязательно должны быть выражены в количественных показателях желаемого результата.

Формирование требований и ограничений по существу является процессом преобразования целей, представляемых обычно в качественном виде, в количественные показатели. Например, при создании метеорологической системы ее целью является обеспечение народного хозяйства фактическими данными о текущем состоянии погоды, краткосрочными и долгосрочными прогнозами погоды, предупреждение об опасных явлениях погоды. Требования же будут включать в свой состав такие показатели, как район наблюдения, пространственное разрешение, периодичность наблюдений и т.п. Характерными ограничениями на этом уровне могут быть, например, располагаемые финансовые средства, время создания, время активного существования.

Принято различать функциональные требования, которые определяют меру того, как космические системы будут достигать цели, эксплуатационные и экономические требования. Эксплуатационные требования определяют, как создаваемые системы будут функционировать и как пользователь будет взаимодействовать с ними для достижения цели. Экономические требования определяют стоимостные показатели достижения целей.

Установление корректных количественных требований на этом (самом верхнем уровне) — задача чрезвычайно трудная, что связано, как правило, с новизной решаемых задач или их сложностью. Поэтому на практике устанавливаются некоторые предварительные численные требования, а затем в итеративном режиме определяются их новые, становящиеся директивными для будущих систем, значения.

Разработка *концепции космической программы* является одним из наиболее ответственных этапов разработки программы и требует большого опыта и широкой эрудиции. На этом этапе в первую очередь формируется общий замысел о том, как будущие космические системы будут функционировать на практике. Он находит отражение в схематизированном виде, в частности, в схемном решении разрабатываемой в рамках конкретной космической программы космической системы, в схеме полета, схеме функционирования, в схеме проведения экспериментов и т.д.

Формирование *архитектуры космической программы* базируется на концепции программы и по существу является разновидностью первичного функционального описания космической системы, создаваемой для реализации заявленных целей. Формально эта процедура сводится к определению некоторого набора средств и атрибутов,



Рис. 6.4. Архитектура космической программы

определяемого концепцией космической программы, и является первым шагом процедуры синтеза космических систем. Этот набор для подавляющего числа космических программ включает компоненты (рис. 6.4), приведенные ниже:

- объект космической программы;
- орбиту или группу орбит;
- полезный груз космического аппарата;
- космическую платформу;
- космический ракетный комплекс;
- наземный комплекс управления;

- комплекс средств приема и обработки информации;
- средства связи.

В этом перечне находятся как технические средства, так и некоторые обязательные для любой космической программы атрибуты, такие как объект космической программы, управление, орбиты (траектории).

Объект — это нечто, с чем взаимодействует полезная нагрузка КА, или что воспринимается средствами полезной нагрузки КА, например: для метеорологических систем — электромагнитные излучения, несущие в себе информацию о температуре атмосферы, влажности атмосферы и т.д.; для навигационных систем — электромагнитные излучения, несущие в себе информацию о координатах и параметрах движения различных объектов (судов, самолетов, автомобилей и других подвижных и неподвижных объектов); для связных систем — электромагнитные излучения, несущие в себе различного вида сигналы (между передающими и приемными терминалами).

Принципиальным в этой связи является выбор диапазона электромагнитного спектра, который будет использоваться, так как от этого зависит тип чувствительного элемента в составе полезной нагрузки, потребная мощность и т.д.

Орбиты (траектории) назначения включают в себя не только собственно рабочие орбиты, но также исходные и переходные орбиты, а также траектории схода с рабочих орбит и входа в атмосферу (для некоторых типов КА). В настоящее время наибольшее применение находят следующие типы целевых орбит:

- геостационарная и околостационарные с наклонениями $5...7^\circ$ для связных, информационных, ретрансляционных систем, а также для ряда разведывательных КА;
- высококруговые высотой 20 000 км, наклонением $63...65^\circ$ для глобальной навигационной системы;
- высокоэллиптические для связи и систем контроля за пусками ракет (с апогеем до 36 000 км и наклонением $63...72^\circ$) и для проведения астрономических и геофизических исследований (с апогеем до 200 000 км и наклонением $0...65^\circ$);
- околоземные низко- и средневысокие орбиты, среди которых принято выделять полярные, приполярные и солнечно-синхронные орбиты с высотами от 300 до 2000 км и наклонениями $97...110^\circ$. Низкие орбиты используются для проведения различных экспериментов. Полярные орбиты активно используются связными, юстировочными и низковысотными навигационными КА, а солнечно-синхронные характерны для метеорологических, геофизических и разведывательных КА;
- траектории полета к телам Солнечной и других систем. Это, как правило, уникальные траектории для автоматических межпланетных станций и пилотируемых экспедиций (на Луну, Марс и т.п.).

Полезный груз для подавляющего числа космических систем — это целевое оборудование и программное обеспечение, с помощью которого осуществляется взаимодействие с объектом, например, приемники электромагнитных излучений, средства обработки и передачи информации и т.д. Для других систем, имеющих транспортную направленность, полезным грузом является транспортируемый груз, включая людей, находящихся на борту аппарата.

Космическая платформа (служебные системы космического аппарата) — это совокупность оборудования и программного обеспечения, предназначенного для поддержания условий функционирования целевой аппаратуры (полезного груза), управления пространственным положением КА, формирования параметров орбиты и т.д.

Космический аппарат при такой формализации есть *полезный груз* плюс *космическая платформа*. Космический аппарат является элементом орбитальной структуры космической системы и, в свою очередь, является полезным грузом для средств выведения.

Космический ракетный комплекс включает в свой состав средства выведения (СрВ) — в общем случае РН и РБ, и средства наземной инфраструктуры, обеспечивающие их подготовку к пуску, пуск и управление на активном участке траектории. Так как массы выводимых в космическое пространство объектов и их рабочие орбиты изменяются в очень широком диапазоне (от десятков килограммов до десятков тонн и более), то и потребная грузоподъемность средств выведения изменяется соответственно. Принято различать несколько классов РКН: легкого класса (до 5 т), среднего класса (от 5 до 15 т), тяжелого класса (от 15 до 50 т) и сверхтяжелого класса (свыше 50 т).

В настоящее время в состав российских средств выведения входит шесть типов РКН («Циклон», «Молния», «Космос», «Союз», «Зенит» и «Протон»), пять конверсионных РН («Старт», «Старт-1», «Стрела», «Рокот» и «Днепр») и пять разгонных блоков («ДМ», «Икар», «Фрегат», «Бриз-М», «Бриз-КМ»).

Наземный комплекс управления — это комплекс стационарных и подвижных систем и средств обмена командно-программной, телеметрической и траекторной информацией с РКН и КА, средств связи и автоматизированного сбора и обработки информации с необходимым математическим обеспечением, предназначенный для управления всей совокупностью КА, функционирующих в космическом пространстве. Средства комплекса размещаются на командно-измерительных пунктах, центральном командном пункте Министерства обороны, центральных пунктах управления различными типами КА и в Центре управления полетом (ЦУП) космических аппаратов, в том числе пилотируемых.

Комплекс средств приема и обработки информации включает в свой состав организационные и технические средства (службы, оборудование, программное обеспечение и т.д.), необходимые для обработки и распределения целевых информационных потоков.

Средства связи — это совокупность средств, обеспечивающих связь между всеми компонентами космической системы.

Следует иметь в виду, что в процессе разработки программы практически каждый компонент архитектуры может быть представлен в вариантах, которые в различных взаимоприемлемых сочетаниях и составляют возможные альтернативные варианты реализации космической программы. Формирование перечня возможных альтернатив решения задач, характерных для космической деятельности, является напряженной творческой работой, для облегчения и ускорения которой разработано много эвристических способов и методик (например, мозговой штурм, деловые игры и др.).

Оценка программы (как составляющая процедуры синтеза) необходима прежде всего для определения ее основных показателей качества и эффективности, а также выбора предпочтительного варианта программы для дальнейшей его детализации. По существу речь идет о функционально-структурном комплексном анализе сложной технической системы, ключевыми работами которого являются: обоснование структурно-функциональной схемы системы и основных тактико-технических характеристик средств системы; формирование альтернативных вариантов построения системы; обоснование предпочтительного варианта на основе оценок показателей эффективности, потребных ресурсов, реализуемости и др.

Так как ядром — материальной основой каждой космической программы — являются конкретные космические (или ракетно-космические) системы, то следующим этапом является разработка требований к соответствующей системе.

Формирование требований к космической системе. Требования к системам, в которых летательные аппараты являются главными элементами, имеют особенности, связанные с использованием аппаратов для решения целевых задач.

Перечень основных групп таких требований для большинства космических систем (информационного типа) может выглядеть следующим образом.

- *Требования, обусловленные характеристиками объектов внешней среды*, на которые направлены действия главных элементов. Например, требования к разрешению и спектральным характеристикам целевой аппаратуры космической системы наблюдения, требования к диапазону частот для космической системы связи и т.д.

- *Требования к операциям.* Это, как правило, баллистические требования, т.е. требования к движению РКН и КА относительно объектов внешней среды, на которые направлены действия главных элементов.

Исследовательские и проектные работы, представленные выше, относятся к верхнему уровню иерархической системы работ по созданию космической системы, реализуемых в процессе *системного проектирования*, в рамках обоснования необходимости создания системы, результатом которого является техническое задание (ТЗ) на ОКР.

Основной составляющей этого процесса являются комплексные исследования по определению структуры системы и диапазона значений параметров системы, обеспечивающих достижение поставленной перед системой цели. Цель и основные задачи системного проектирования могут быть сформулированы в самом общем виде следующим образом.

Цель — обоснование выбора варианта построения и развития системы, структуры и основных тактико-технических характеристик с учетом прогнозируемых изменений внешней среды.

Основные задачи следующие.

- Системный анализ целей и задач системы на достаточно длительный прогнозируемый период ее применения.

- Исследование условий функционирования системы с учетом прогнозируемых изменений внешней обстановки, оценка динамики основных факторов, воздействующих на систему.

- Разработка общесистемных научно-технических решений, обеспечивающих единую техническую политику при создании и развертывании системы.

- Обоснование рационального варианта построения и развития системы, ее структуры и основных тактико-технических характеристик с оценкой эффективности, устойчивости системы и ресурсов, необходимых для реализации.

- Анализ результатов фундаментальных и поисковых исследований (отечественных и зарубежных) с целью оценки возможности их использования при разработке системы.

- Анализ реализуемости альтернативных вариантов системы с учетом ресурсных ограничений и обоснование этапности создания системы.

Взаимосвязь целей и задач системного проектирования показана на рис. 6.5. На этом же рисунке показаны основные виды работ, выполняемых в его процессе.

Сложные технические системы, такие как космические системы (космические комплексы, космические ракетные комплексы и т.п.), как объекты проектирования требуют привлечения большо-



Рис. 6.5. Содержание основных работ системного проектирования:
ТТХ — тактико-технические характеристики; КП — космическая программа; КС — космическая система; ОКР — опытно-конструкторские работы

го числа специалистов, использующих разнообразные методы исследований. Отсюда следует востребованность для системотехнических исследований широкообразованных многогранных специалистов, которые могут рассматривать сложную техническую систему как единое целое, отслеживая баланс самых различных интересов: технических характеристик, экономических показателей, окружающей среды и т.д.

Значение системотехнических работ особенно велико на ранних этапах планирования, формирования концепции и определения требований к системе. Концептуальные системотехнические ошибки всегда были самыми тяжелыми по последствиям.

В процессе последующих проектно-конструкторских работ системный инженер отслеживает сбалансированность требований всех участников работ, разрешает междисциплинарные проблемы, выполняет поэтапные обзоры и т.д.

В процессе изготовления изделий внимание системного инженера фокусируется на соответствии возможностей системы заявленным характеристикам.

В процессе эксплуатации системы системный инженер оценивает предлагаемые изменения в системе, определяет ее эффективность и содействует внедрению прогрессивных изменений, модификаций и т.п.

Большинство (примерно 80%) решений, определяющих эффективность создаваемой системы, принимается на этапе выбора схемного решения и в процессе разработки эскизного проекта соответствующих изделий, включающего в себя чертежи общего вида и компоновки, укрупненные проработки конструкции важнейших агрегатов с расчетом их на прочность, массовые сводки.

Основная же доля финансовых затрат на разработку технической системы приходится на создание технического (рабочего) проекта, разработку и изготовление многочисленных и сложных испытательных стендов, производство экспериментальных (опытных) образцов и проведение стендовых и летных испытаний.

Список литературы

6.1. **Новые** наукоемкие технологии в технике: Энциклопедия Т. 21 / под общ. ред. К.С. Касаева. М.: ЗАО НИИ «Энцитех», 2002. 554 с.

6.2. **Федеральная** космическая программа России на 2006–2015 годы // Российский космос. № 1. 2006.

6.3. **Основы** синтеза систем летательных аппаратов / А.А. Лебедев и др. М.: МАИ, 1996. 444 с.

6.4. **Лебедев А.А., Нестеренко О.П.** Космические системы наблюдения: синтез и моделирование. М.: Машиностроение, 1991. 224 с.

6.5. **Space mission analysis and design** / edited by Wiley J. Larson and James R. Wertz, W.J. Larson and Microcosm, Inc. 1995.

КОСМИЧЕСКИЙ РАКЕТНЫЙ КОМПЛЕКС

Задачи, возлагаемые на космический ракетный комплекс. Варианты структурных схем. Взаимное влияние РН и других компонентов КРК. Состав требований к РКН. Унификация компонентов комплекса

В соответствии со сложившейся в отечественной космонавтике терминологией под *космическим ракетным комплексом* (КРК) понимается совокупность ракеты-носителя конкретного типа (базовой) с ее возможными модификациями, технических средств, сооружений с техническими системами и коммуникациями, предназначенных для проведения заданной технологии работ. Основные составные части КРК представлены на рис. 7.1. Их условно можно разделить на две группы: средства выведения и средства наземного обеспечения (наземный комплекс).

Средства выведения (более полное название — средства выведения орбитальных средств) предназначены для доставки орбитальных средств с поверхности планеты в заданные области космического пространства с заданными параметрами движения. Принято различать два класса таких средств — ракеты-носители и разгонные блоки (межорбитальные транспортные аппараты).

В соответствии с последовательностью системотехнических процедур процессу создания КРК предшествуют поисковые научно-исследовательские работы по обоснованию необходимости его созда-

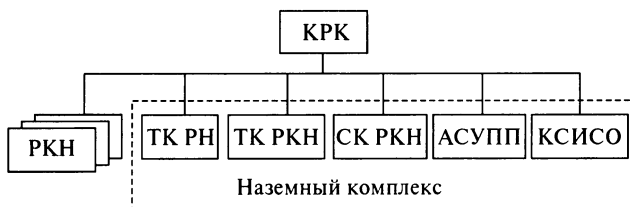


Рис. 7.1. Принципиальный состав космического ракетного комплекса:

РКН — ракета космического назначения; ТК РН — технический комплекс РН; ТК РКН — технический комплекс РКН; СК РКН — стартовый комплекс РКН; АСУПП — автоматизированная система управления подготовкой и пуском; КСИСО — комплекс средств измерений, сбора и обработки информации

ния. Собственно создание КРК начинается с анализа целей системы вышестоящего уровня (надсистемы) — ракетно-космического комплекса (РКК) — *и определения задач, возлагаемых на создаваемый комплекс.*

Если первые КРК, созданные на базе межконтинентальных ракет и их модификаций, решали одну задачу — сообщение полезному грузу скорости, необходимой для формирования орбиты ИСЗ или отлетной траектории для полета к другим небесным телам, то круг задач по мере развития космической техники расширился и продолжает расширяться. К новым транспортным задачам КРК можно отнести следующие:

- транспортное обслуживание пилотируемых космических станций, включая:
 - смену экипажа;
 - доставку на борт станции расходных материалов, исследовательского и специального оборудования;
 - возвращение на Землю результатов экспериментов, исследовательского и специального оборудования, например, для детального изучения их на Земле после длительного их функционирования в космическом пространстве;
- сбор и удаление с орбит «космического мусора»;
- удаление радиоактивных и высокотоксичных отходов с Земли в дальний космос;
- обеспечение космического туризма.

Приведенный перечень задач далеко не полон.

Очевидно, что для решения любой возникшей задачи прежде всего исследуются возможности парка средств выведения существующих КРК. В случае, когда по каким-то причинам существующие средства не соответствуют возлагаемым задачам, рассматриваются проекты их модернизации, направленные на удовлетворение новых требований. Решение о создании нового КРК принимается для придания национальному парку средств выведения каких-то новых свойств или повышения его эффективности как для обеспечения национальной космической программы, так и для увеличения конкурентоспособности на рынке пусковых услуг.

Выбор варианта КРК осуществляется в рамках «внешнего» (системного) проектирования по техническому заданию (ТЗ), содержащему требования к составу и тактико-техническим характеристикам, эксплуатационные требования и др., удовлетворение которым должен обеспечивать создаваемый комплекс. Понятие «внешнее» проектирование здесь используется по отношению к «внутреннему» проектированию — проектированию компонентов КРК (например, средств выведения, стартового комплекса и т.д.).

Одной из принципиальных проблем внешнего проектирования является решение задачи синтеза сложной технической системы (КРК в данном случае), специфической особенностью которой является разнообразие возможных *вариантов структурных схем* КРК, отличающихся друг от друга рядом схемообразующих признаков, в частности:

- степенью мобильности (стационарные, подвижные);
- местом размещения РКН в момент старта (наземные, корабельные и др.);
- статусом РКН — с беспилотным КА в составе полезного груза или с пилотируемым КА;
- кратностью использования материальной части РКН (одноразовые, частично многоразовые, полностью многоразовые).

В частности, структура КРК, представленная на рис. 7.1, характерна для КРК наземного базирования, в составе которой предполагается использование одноразовых беспилотных РКН. Следует отметить, что кроме специально создаваемых для нового КРК компонентов наземного комплекса (средств наземного обеспечения), в его состав могут привлекаться средства наземной инфраструктуры космодромов, которые используются в составе различных КРК. Примером таких средств могут быть средства измерений, сбора и обработки информации.

Любая другая комбинация из приведенных выше схемообразующих признаков приведет, как правило, к другому виду структурной схемы КРК. В качестве примера на рис. 7.2 представлена структура КРК «Энергия» — «Буран», в составе полезного груза которого был предусмотрен возвращаемый пилотируемый космический аппарат (воздушно-космический самолет).

Еще одним примером разнообразия структурных схем может служить КРК морского базирования Sea Launch, состоящий из четырех сегментов:

1) морской сегмент — сборочно-командное судно (Sea Launch Commander) и плавучая платформа («Одиссей») с необходимыми судовыми системами, обеспечивающими безопасность мореплавания, а также поддержку функционирования технологического оборудования и пуска РКН. В этом сегменте сборочно-командное судно выполняет функции плавучего технического комплекса и центра управления полетами, а плавучая платформа выполняет функции стартового комплекса;

2) ракетный сегмент — РН «Зенит-3SL» и разгонный блок «ДМ-SL»;

3) базовый порт — территория в порте Лонг-Бич (США), оборудованная соответствующим образом и приспособленная для подготовки



Рис. 7.2. Структура космического ракетного комплекса «Энергия» — «Буран» [7.1]:
ОС — орбитальный самолет

судов, РН и КГЧ (разгонного блока, КА и головного обтекателя) к выходу в район пуска;

4) континентальный сегмент — совокупность оборудования и средств для доставки составных частей РКН и компонентов топлива в порт для погрузки и размещения их на транспортировочном судне, и обеспечение контроля за безопасностью транспортировки.

Достоинством морского КРК является его мобильность в пределах океанских акваторий, что позволяет выбирать географическую широту старта в соответствии с требуемым наклоном орбиты для выводимого полезного груза с целью реализации максимальной массовой отдачи средств выведений, используемых в составе такого КРК.

В частности, для запусков ИСЗ на геостационарную или геопереходные орбиты место для морского сегмента КРК выбирается в предельно близком к экватору месте.

К недостаткам такого КРК следует отнести достаточно большое время подготовки к пуску и наличие ограничения на пуск, связанное с волнением моря.

В КРК с воздушным стартом и стартом с подводной лодки функции стартового комплекса выполняет самолет и подводная лодка соответственно, а все остальные комплексы расположены на континенте.

В частности, успешно функционирует КРК на базе тяжелого бомбардировщика Б-52 и твердотопливной РКН Pegasus. В России разработано несколько проектов таких КРК на базе тяжелого бомбардировщика Ту-160 и РКН «Бурлак», «Штиль»; известны также проекты КРК на базе самолета «Конкорд» и РКН «Диана» (Германия), и на базе самолета Боинг-747 и РКН WNAL. Следует отметить, что в этих вариантах предусмотрено различное расположение РКН: под фюзеляжем (проект «Бурлак»), над фюзеляжем (проект WNAL), внутри фюзеляжа (РКН Pegasus, проект «Штиль»).

Общие достоинства КРК воздушного базирования:

- возможность запуска КА с любой широты, наиболее энергетически выгодного для достижения заданного наклона орбиты;
- использование энергетики самолета-носителя для обеспечения благоприятных стартовых условий для РКН по скорости и высоте;
- возможность выбора зон отчуждения, вплоть до сброса отработанных ракетных блоков в океан;

К основным недостаткам следует отнести:

- ограничение по массе РКН, связанное с конечной грузоподъемностью самолета-носителя, что отражается на максимально возможной массе выводимого полезного груза, которая составляет в настоящее время около 1 т;

- ограничения для аэродромов по стартовой массе самолетов-носителей;
- сложность динамики сброса РКН с самолета;
- сложность обеспечения тепловых режимов на борту самолета-носителя, особенно при использовании криогенных компонентов топлива;
- сложность обеспечения посадки самолета с РКН на борту при отмене старта по каким-либо причинам.

При всем многообразии состава и структур КРК принципиально важным является полнота функций с тем, чтобы был обеспечен весь цикл работ по подготовке средств выведения к пуску и самого пуска.

Другой круг проблем, характерный для процедур принятия решений в процессе внешнего проектирования, связан со сложностью *взаимных влияний компонентов структуры КРК* (РКН, технический комплекс, стартовый комплекс и др.).

Влияние РКН на другие компоненты, входящие в состав КРК, легко прослеживается также из соотношений, определяющих основные характеристики комплекса систем наземного обеспечения (массовые, геометрические, экономические и др.). В частности, подавляющее число массовых характеристик оборудования РКН и устройств наземного комплекса являются явными функциями стартовой массы РКН, которые в общем виде представляются как

$$m_i = K_i + a_i M_0^{b_i}, \quad (7.1)$$

где m_i — масса i -го оборудования или устройства; M_0 — стартовая масса РКН; K_i , a_i , b_i — константы, значения которых соответствуют i -му оборудованию или устройству.

Такая же закономерность наблюдается при рассмотрении соотношений, используемых для оценки составляющих затрат на разработку, изготовление и эксплуатацию средств наземного комплекса. Например, подавляющее большинство зависимостей для оценки составляющих затрат имеют вид

$$C_i = a_i M_0^{b_i} K^{d_i}, \quad (7.2)$$

где K , a_i , b_i , d_i — константы, значения которых соответствуют как особенностям комплекса, так и особенностям РКН, в частности K — коэффициент автоматизации комплекса, а a_i , b_i , d_i — коэффициенты, зависящие от вида топлива.

Габаритно-массовые характеристики, кроме того, во многом определяют схемы сборки РКН и метод предстартовой подготовки, которые требуют наличия определенного набора элементов систем наземного обеспечения.

Влияние типа топлива отражается на принятии тех или иных мер безопасности, связанных с токсичностью или пожаро- и взрывобезопасностью компонентов топлива, когда речь идет об использовании азотного тетроксиды, несимметричного деметилгидразина, кислорода, водорода и др., или при создании производственной базы для производства тех или иных компонентов, учитывая необходимость их транспортировки в больших объемах с удаленных от СП районов, когда речь идет об использовании в тяжелых носителях криогенных компонентов.

Еще более ошутимым влиянием на комплекс средств наземного обеспечения является выбор между жидкими компонентами топлива и твердыми топливами. В последнем случае отпадает необходимость в заправочных средствах, вносящих существенный вклад в экономические характеристики комплекса, и в многочисленном оборудовании для предстартовых испытаний РН, что в совокупности существенно упрощает и удешевляет наземные средства обслуживания.

Совместное влияние массовых характеристик и состава топлива можно проиллюстрировать на примере выбора безопасного расстояния между основными элементами стартовой позиции КРК при формировании генерального плана размещения основных систем наземного обеспечения. В частности, исходя из допустимой величины избыточного давления во фронте ударной волны Δp_{ϕ} , безопасное расстояние L можно оценить с использованием следующей зависимости:

$$L = \frac{38\sqrt[3]{M_{\text{ТНТ}}}}{[\Delta p_{\phi}]^{0,575}}, \quad (7.3)$$

где L — безопасное расстояние, м; $M_{\text{ТНТ}}$ — тротиловый эквивалент взрыва, кг; Δp_{ϕ} — избыточное давление, МПа.

Допустимые величины избыточного давления для некоторых типовых объектов космодрома приведены в табл. 7.1.

Исходя из соотношения между величиной тротилового эквивалента и массой топлива, для различных пар компонентов топлива могут быть определены безопасные расстояния между основными объектами комплекса и РКН различной массы (табл. 7.2) с учетом приведенных выше значений избыточного давления во фронте ударной волны.

В свою очередь, характеристики объектов наземного комплекса и технология обслуживания могут оказывать существенное влияние на РКН. Показательным в этом отношении является состав ограничений на габариты РКН и ее элементов, вытекающих из характеристик транспортных средств, а также ограничений на транспортные перегрузки, определяемые условиями транспортировки. В частности, размеры ракеты-носителя, как правило, должны выбираться не только

исходя из оптимального соотношения между ее длиной и диаметром, но также с учетом возможности доставки РН с завода-изготовителя к месту старта существующими видами транспорта, поскольку создание специальных транспортных средств приведет к увеличению стоимости всего комплекса.

Таблица 7.1

Допустимые величины избыточного давления во фронте ударной волны для типовых объектов космодрома [7.2]

Тип объекта	Допустимая величина избыточного давления, МПа
Защищенный командный пункт	0,5...1
Открытый командный пункт	0,01
Закрытое хранилище компонентов топлива	0,2
Открытое хранилище компонентов топлива	0,01
Башни обслуживания	0,03
Монтажно-испытательный корпус	0,002
Жилые здания	0,0005...0,01
РН, РБ, КА	0,001...0,003

Таблица 7.2

Безопасные расстояния между пусковым устройством с РКН и объектами космодрома [7.2]

Характерные объекты	Компоненты топлива	Безопасное расстояние*
Отвод башни обслуживания от пускового устройства	АТ + НДМГ	$L = 32,2\sqrt[3]{M_0}$
	Кислород + керосин	$L = 57,85\sqrt[3]{M_0}$
	Кислород + водород	$L = 94,6\sqrt[3]{M_0}$
От МИК до пускового устройства	АТ + НДМГ	$L = 89,5\sqrt[3]{M_0}$
	Кислород + керосин	$L = 160,8\sqrt[3]{M_0}$
	Кислород + водород	$L = 263\sqrt[3]{M_0}$
От жилого городка до пускового устройства	АТ + НДМГ	$L = 195,6\sqrt[3]{M_0}$
	Кислород + керосин	$L = 310,9\sqrt[3]{M_0}$
	Кислород + водород	$L = 446,4\sqrt[3]{M_0}$

* M_0 — стартовая масса РН, кг; L — безопасное расстояние, м.

Если исходить из стремления уменьшить массу конструкции ракеты, то целесообразно бортовые заправочные трубопроводы и кабельные сети делать минимальной длины. Однако это не всегда выгодно для КРК в целом, так как при этом во время предстартовой подготовки необходим доступ к расположенным на значительной высоте заправочным горловинам и штепсельным разъемам, что усложняет эксплуатацию, требует большого количества обслуживающего персонала и затрудняет автоматизацию операций. Следовательно, иногда целесообразнее пойти на некоторое утяжеление конструкции РН и за счет этого обеспечить удобное в эксплуатационном отношении расположение элементов ракеты-носителя, связанных с наземным оборудованием.

Аналогичное положение возникает и при выборе компонентов топлива, когда приходится учитывать не только их энергетические, но и эксплуатационные свойства. Выбор компонентов топлива, метода заправки и способа дозирования оказывает большое влияние на конструкцию РН и ее пневмогидравлическую схему. Так, при применении криогенных компонентов, в частности водорода, баки РН покрывают тепловой изоляцией, что хотя и увеличивает их массу, но предотвращает конденсацию воздуха на стенках бака и значительно уменьшает потери на испарение. Существенное влияние на прочностные характеристики баков, устройство и размеры дренажно-предохранительных клапанов оказывает режим заправки.

Приведенные выше соображения далеко не исчерпывают проблемы взаимного влияния параметров компонентов КРК и являются иллюстрацией многообразия факторов, требующих учета при формировании математических моделей для анализа и синтеза комплекса. Следует отметить, что состав математической модели для задачи синтеза определяется, в первую очередь, принятым для анализа видом критерия и составом учитываемых ограничений.

В качестве критериев предпочтения используемых для принятия схемных решений по компонентам КРК (на уровне подсистем) и согласования требований к ним обычно используются экономические показатели. В ракетно-космической отрасли России для оценки экономических показателей используются несколько различных методик, основанных на принципах получения укрупненной оценки стоимости или определения затрат на конструктивно-технологические элементы, входящие в состав объекта. Эти методики, разработанные в конце прошлого века и различающиеся составом исходной информации, точностью результатов с погрешностью, достигающей 30%, разработаны с учетом:

- структуры создаваемого объекта;

- структуры затрат на НИР и ОКР;
- стартовой массы РКН;
- свойств компонентов используемого в РКН топлива;
- степени автоматизации компонентов комплекса и др.

Одним из показателей для принятия решения на уровне КРК в целом принято считать суммарные затраты на реализацию космической программы (программ), включая затраты на создание и эксплуатацию (в том числе изготовление) всех компонентов комплекса:

$$C_{\text{пр}} = \sum_i \sum_j C_{ij}, \quad (7.4)$$

где $i = 1, 2, \dots, n$ — компоненты комплекса; $j = 1, 2, \dots, m$ — этапы жизненного цикла комплекса.

Этот показатель, являясь весьма значимым для принятия решения и оценки КРК в целом, но трудоемким для определения, и как отмечалось выше, отличается невысокой точностью.

Другим показателем для принятия решений, нашедшим широкое применение в отечественной практике, является стоимость пуска, представляемая стоимостью изготовления $C_{\text{изг}}$ и стоимостью эксплуатации $C_{\text{экс}}$, включающей затраты на отчуждение районов падения отдельных частей:

$$C_{\text{п}} = C_{\text{изг}} + C_{\text{экс}}. \quad (7.5)$$

Определение вышеупомянутых показателей регламентируется требованиями к проекту любого КРК.

Решение задачи синтеза, сформулированной выше, является основанием для выбора схемного решения КРК в целом и согласования характеристик его компонентов на базе тех или иных правил, включая сравнительные оценки экономических показателей, и представляет собой содержательную часть внешнего (системного) проектирования, осуществляемого усилиями головных НИИ отрасли головной организации — разработчика комплекса и предприятий — разработчиков компонентов КРК. По его результатам разрабатывается тактико-техническое задание (ТТЗ) на следующий этап жизненного цикла — этап опытно-конструкторских работ (ОКР). В этом документе формулируется развернутая цель программы на этот этап работ, определяется состав КРК и достаточно подробно рассматриваются как технические требования и ограничения к каждой из его составляющих, так и требования, относящиеся к организации работ, обеспечению эксплуатационных характеристик, экономических показателей и сроков выполнения работ.

Состав требований к его ключевому объекту (некоторой гипотетической РКН) может выглядеть следующим образом.

1. Требования по назначению и энергетическим показателям.
 2. Требования по надежности.
 3. Требования по эргономике и технической эстетике.
 4. Требования по эксплуатации, хранению, удобству технического обслуживания и ремонта.
 5. Требования по транспортабельности.
 6. Требования по безопасности.
 7. Требования по экологической безопасности.
 8. Требования по стандартизации и унификации.
 9. Требования по технологичности.
 10. Конструктивные требования
 11. Требования к составным частям РН.
 - 11.1. Требования к двигательным установкам.
 - 11.2. Требования к бортовой аппаратуре СУ.
 - 11.3. Требования к средствам разделения и отделения.
 - 11.4. Требования к бортовому измерительному комплексу.
 - 11.5. Требования к бортовой аппаратуре системы автоматизированного дистанционного управления заправкой.
 - 11.6. Требования к бортовым элементам систем контроля заправки.
 - 11.7. Требования к системам управления расходом топлива.
 - 11.8. Требования к средствам обеспечения пожаро- и взрывобезопасности и теплового режима.
 12. Требования по видам обеспечения.
 - 12.1. Требования по метрологическому обеспечению.
 - 12.2. Требования по математическому, программному и информационному обеспечению.
 13. Техничко-экономические требования.
 14. Требования к сырью, материалам и комплектующим изделиям.
 15. Требования к консервации, упаковке и маркировке.
- Требования к наземному комплексу содержат требования к каждому из его компонентов. Их перечень в сумме очень объемный. Отметим здесь только то, что все они направлены на обеспечение:
- основных показателей по целевому назначению объекта (время приведения объекта в готовность к приему следующей РКН, длительность подготовки к пуску, время между пусками и т.д.);
 - транспортировки РКН или ее блоков (при доставке на технический и стартовый комплексы);

- стойкости к внешним воздействующим факторам (механическим, климатическим, химическим, биологическим, тепловым, радиационным);

- надежности работы оборудования и объекта в целом при подготовке к пуску и пуске РКН в заданное время;

- безопасности работы оборудования (например, поиск и устранение неисправностей; ремонтпригодность; предотвращение развития аварийных, пожароопасных и взрывоопасных ситуаций, выбросов вредных веществ в окружающую среду и т.д.);

- учета требований эргономики, обитаемости и технической эстетики;

- стандартизации и унификации (конструктивная преемственность оборудования по его составным частям и элементной базе; сокращение типоразмеров, марок и сортамента применяемых материалов; использование заимствованных, стандартных, унифицированных и покупных изделий; обеспечение единых требований к качеству разрабатываемой технической документации и т.д.);

- испытаний и сроков эксплуатации оборудования и объекта в целом;

- оптимальных экономических показателей созданного оборудования и эксплуатации объекта в целом.

Следует обратить внимание на то, что в состав требований ко всем компонентам КРК включено требование по унификации, которой в настоящее время уделяется большое внимание. *Унификация компонентов комплекса* (использование в технической системе идентичных элементов, устройств, агрегатов и т.д.) относится к средствам, обеспечивающим существенное снижение затрат на всех этапах жизненного цикла, потенциальная эффективность которой доказана практикой массового и серийного производства самых различных изделий.

Практика использования унификации сдерживалась в ракетно-космической технике ее уникальностью и организационными особенностями проектирования и эксплуатации ракетно-космической техники. По мере увеличения числа типов КА, запускаемых с одного и того же КРК, на техническом и стартовом комплексах появилось унифицированное оборудование, используемое для подготовки к запуску различных КА. Одним из ранних примеров такого подхода в отечественной ракетно-космической технике является использование унифицированного наземного оборудования. Несколько позже элементы унификации получили распространение и при формировании семейств РКН, представляющих собой ряд РКН с различной комплектацией составных частей, например, с различным числом ускорителей (модулей) первой ступени или различным типом ускорителей, различными ускорителями второй ступени

и т.д., использующих общие технический и стартовый комплексы. Показательными в этом смысле являются КРК на базе «Ariane 4» (Западная Европа), а также более современные проекты КРК: на базе РН EELV (фирмы Lockheed-Martin, США), РКН «Delta» (фирмы McDonnell-Douglas, США).

Элементы унификации нашли свое распространение и при формировании КРК: так, в составе РКН «Протон» и РКН «Зенит» используется по сути один и тот же разгонный блок — РБ «ДМ», заимствованный из РКН Н1. Другим примером может быть использование на второй и третьей ступенях РН «Протон» одного и того же двигателя (четырех на второй ступени и одного на третьей).

Качественным скачком в этом направлении являются разработки, реализованные в проекте КРК «Ангара», в рамках которого не только в полной мере используется отечественный и зарубежный опыт, но и сделан принципиально новый шаг — переход к крупным универсальным модулям — ракетным блокам, на базе которых строится все семейство РКН от легкого до тяжелого класса. Таким образом, достигается двойной эффект: за счет модульности (гибкости в построении РКН с различной грузоподъемностью, транспортабельности элементов РКН и др.) и за счет универсальности (повышение надежности, снижение стоимости изготовления и др.). Кроме того, в этом проекте предусмотрен универсальный по отношению ко всему семейству РКН «Ангара» стартовый комплекс, в том числе и пусковое устройство, что, учитывая традиционно высокий уровень затрат на создание стартового комплекса, становится существенным вкладом в повышение эффективности КРК.

При оценке эффекта от унификации следует учитывать тот факт, что одновременно с улучшением ряда стоимостных показателей, показателей надежности и др. имеет место ухудшение технических показателей РКН (например, уменьшение массы полезной нагрузки). В связи с этим появляется проблема рациональной степени унификации РКН, т.е. определения доли унифицированных элементов в составе РКН, дающей максимальный эффект.

Список литературы

7.1. **Технологические** объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники (инженерное пособие) / под общ. ред. И.В. Бармина. М.: 2005. 416 с.

7.2. **Караштин В.М., Катков А.Г., Родченко В.В.** Основы проектирования систем наземного обеспечения. М.: МАИ, 1998. 312 с.

7.3. **Медведев А.А.** Унификация в ракетно-космическом машиностроении // Российская энциклопедия CALS. Авиационно-космическое машиностроение / гл. ред. А.Г. Братухин М.: НИЦ АСК, 2008. С. 125–149.

7.4. **Сердюк В.К., Толяренко Н.В., Хлебникова Н.Н.** Транспортные средства обеспечения космических программ / под ред. В.П. Мишина (Итоги науки и техники. Серия «Ракетостроение и космическая техника»). М.: ВИНТИ, 1990. Т. 11. 276 с.

7.5. **Баллистические ракеты и ракеты-носители: пособие для студентов вузов** / О.М. Алифанов, А.Н. Андреев, В.Н. Гушин и др. / под ред. О.М. Алифанова. М.: Дрофа, 2004. 512 с.

7.6. **Карп К.А., Плохих В.П.** Концептуальные исследования и синтез многогоразовых систем горизонтального старта. М.: МАИ, 2006. 248 с.

ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬ И СТРУКТУРА ПРОЕКТНЫХ РАБОТ ПО РКН

Схемные решения. Схемообразующие признаки. Схема вычислительных работ

Началу разработки РКН как системы соответствующего уровня предшествует системное проектирование ее надсистемы, т.е. космического ракетного комплекса, результатом которого является распределение функций между его компонентами и выбором обоснованных требований к каждому из них. В процессе системного проектирования КРК в ряду других задач исследуется взаимовлияние характеристик его компонентов (собственно средства выведения и различных средств наземного обеспечения) и определение их параметров (с использованием тех или иных процедур, например оптимизации), обеспечивающих достижение цели, поставленной перед КРК. Результаты этих исследований находят свое отражение в ТЗ на разработку каждого компонента КРК, в том числе и ТЗ на разработку средств выведения (РН и РБ).

Разработка РН (этап технических предложений) начинается с анализа соответствующих требований, сформулированных в ТЗ, после которого следует процедура выбора общей концепции (схемного решения) РКН и ее параметров, обеспечивающих выполнение ТЗ.

Процедура формирования концепции (*схемного решения*) РН к настоящему времени является наименее формализованной, требующей привлечения к ней высококвалифицированных и широко эрудированных специалистов в качестве экспертов, что позволяет в какой-то степени компенсировать отсутствие соответствующих моделей и алгоритмов принятия решений.

Под концепцией (схемным решением) будем понимать совокупность принципиальных технических решений по летательному аппарату (системе) в целом, сформированную на основе анализа схемных решений по основным его агрегатам (подсистемам), определяющим его эффективность. Для РН (средства выведения «Земля — Орбита») представляется возможным выделить следующие концептуальные *схемообразующие признаки*:

- уровень грузоподъемности (легкие, средние, тяжелые, сверхтяжелые РН);
- орбита назначения (низкая околоземная, переходная к геостационарной, солнечно-синхронная);

- схема выведения;
- наличие экипажа (беспилотные, пилотируемые РН);
- количество ступеней (одноступенчатые, двухступенчатые РН);
- соединение ступеней для многоступенчатых схем (последовательное, параллельное, комбинированное);
- кратность использования материальной части (одноразовые, частично многоразовые, полностью многоразовые РН);
- тип старта [вертикальный, горизонтальный, стационарный, мобильный (наземный, корабельный, воздушный)];
- тип посадки (для многоразовых блоков).

В зарубежной литературе существует практически эквивалентное понятие — архитектура транспортной космической системы. В этом термине «архитектура» является эквивалентом термина «концепция», а «транспортная космическая система» — эквивалентом «средства выведения».

К схемным решениям основных подсистем, наиболее существенно влияющих на эффективность летательного аппарата, следует отнести схемные решения по ДУ, в частности:

- тип двигателя (ракетные, воздушно-реактивные и др.);
- тип топлива (жидкие, твердые, гибридные и др.);
- тип системы подачи топлива (вытеснительная, турбонасосная);
- тип цикла двигателя (открытый, замкнутый).

Формирование схемного решения средства выведения «Земля — Орбита» предполагает, как правило, принятие решений в первую очередь по вышеприведенным позициям. Однако не исключено, что в этот перечень по каким-то соображениям исследователя могут быть включены признаки, связанные, например, с разновидностями СУ, геометрии крылатых блоков и т.д.

Перечень схемообразующих признаков разгонных блоков (межорбитальных транспортных аппаратов) — средств выведения «Орбита — Орбита» — отличается от вышеприведенного для средств выведения «Земля — Орбита» и будет рассмотрен ниже.

Обращает на себя внимание очень большое число возможных комбинаций, которые базируются на вышеприведенных признаках. Формально оно равно сочетанию чисел возможных разновидностей по каждому из признаков. Даже если исключить из них комбинации из несовместимых разновидностей, число принципиально возможных комбинаций все равно будет очень большим.

Однако число возможных комбинаций может быть существенно сокращено не только за счет несовместимых разновидностей, но и по другим соображениям. В частности, по некоторым из вышеприведенных признаков решения могут быть приняты ранее при формировании системы более высокого уровня, и тогда эти признаки будут оп-

ределены в ТЗ на разработку средства выведения. Например, грузоподъемность будущего средства выведения и орбита назначения, как правило, определяются в ТЗ. Из требований ТЗ может также следовать исключение из вышеприведенного перечня каких-то типов топлива (например, по соображениям экологии). Кроме того, большое влияние на выбор возможных комбинаций имеют мировой опыт разработки средств выведения, традиции разрабатывающей проект организации, технологический задел, возможности потенциальных субподрядчиков, заводов-изготовителей и т.д.

Одной из ключевых проблем при выборе схемного решения может быть выбор кратности использования разрабатываемой РН или ее ускорителя. Логика развития ракетно-космической техники указывает на потенциальную перспективность многоразовых средств выведения, несмотря на то, что первые из них (Space Shuttle и «Энергия» — «Буран») оказались недостаточно эффективными или невостребованными. Поэтому нет сомнения, что в будущем именно многоразовые аппараты придут на замену существующего парка одноразовых средств выведения, и останется только вопрос: когда именно и в каком техническом исполнении? Чем на более дальнюю перспективу планируется использование разрабатываемого средства выведения, тем более оправданным и обоснованным представляются варианты с частично и даже полностью многоразовой материальной частью. Решение в этой части должно приниматься с учетом экономичности и зон падения отделяющихся частей РН.

Следующий вопрос, на который следует ответить, — вопрос о количестве ступеней. Если рассматривать в качестве орбиты назначения низкую околоземную орбиту, представляют интерес практически только три варианта: одно-, двух- и трехступенчатые. Одноступенчатый вариант по многим причинам является наиболее привлекательным, однако имеются серьезные основания полагать, что в ближайшее время его реализация представляется весьма проблематичной. Причин этому, как следует из формулы Циолковского, две: недостаточно высокая эффективность современных ДУ (невысокий удельный импульс) и высокая относительная масса конструкции. Использование трехступенчатого варианта может быть оправдано в случае невозможности, по каким-либо причинам, использовать современные высокоэффективные двигатели, так как такие топливные пары, как «кислород — керосин» и «кислород — водород» даже в двухступенчатом варианте оказываются достаточно эффективными. Большее число ступеней является, скорее, исключением из общей закономерности и представляет интерес только в случае использования топлив с невысоким удельным импульсом тяги, например как это имеет место при использовании РДТТ. Действительно, подавляющее большинст-

во создаваемых и относительно недавно созданных РН (отечественных и зарубежных) являются двухступенчатыми. Другой причиной использования трехступенчатых и даже четырехступенчатых вариантов обычно является необходимость выведения полезных нагрузок на высокоэнергетические орбиты и траектории, но в таких случаях ракетные блоки верхних ступеней разрабатываются в виде автономных средств выведения — разгонных блоков (межорбитальных транспортных аппаратов) и вместе с выводимым КА являются, по существу, полезным грузом для двухступенчатого носителя.

Характер соединения ступеней между собой («тандем» или «пакет») влияет на габариты аппарата в целом, на его аэродинамические характеристики, выбор систем разделения, характер механического нагружения и т.д. Очень существенно характер соединения влияет на наземные системы обслуживания, транспортировки, схему стартового комплекса и т.д.

Одной из ключевых проблем при формировании схемного решения является выбор типа ДУ и основных ее характеристик. К настоящему времени на практике используются жидкостные и твердотопливные двигатели. Каждый из них обладает характеристиками, достаточно высокими, чтобы обеспечить выведение КА на низкую орбиту в двух- или многоступенчатом варианте средства выведения.

Перечень возможных типов ДУ, если рассматривать перспективные решения, не исчерпывается вышеупомянутыми двумя типами. Ведутся исследования по двигателям на гибридных и желеобразных топливах. Для многоразовых блоков возможно использование воздушно-реактивных двигателей. Представляет также интерес использование различных типов комбинированных двигательных установок, в том числе с ЯРД как одной из составляющих таких ДУ.

При выборе варианта схемного решения ДУ необходимо более детально рассмотреть возможные схемные решения, включая тип системы подачи (вытеснительная или турбонасосная), тип схемы двигателя [замкнутой (с дожиганием) или открытой (без дожигания)], тип системы наддува и др., поскольку их влияние весьма существенно на надежность, безопасность и затраты на отработку.

На следующем шаге разработки каждой из концепций РН определяется геометрия аппарата. Основой любого проекта является *геометрический образ* (внешняя компоновка) объекта проектирования. Визуализация объекта (в частности, летательного аппарата) является очень важным этапом проектирования. Многие исследования в процессе проектирования (аэродинамический анализ, расчет нагрузок, анализ напряжений и деформаций и т.д.) в качестве исходных данных используют геометрическую модель.

После формирования геометрического образа имеется возможность провести *аэродинамический анализ*, в первую очередь с целью определения коэффициентов аэродинамических сил и моментов в функции скорости движения.

Наличие аэродинамических характеристик, а также предварительная оценка основных составляющих масс аппарата и характеристик ДУ позволяют проводить проектно-баллистический анализ (моделировать движение). Одной из ключевых задач такого анализа является определение основных проектных параметров, т.е. параметров, от численных значений которых для рассматриваемого схемного решения в наибольшей степени зависят характеристики аппарата. К таким, опираясь на опыт проектных работ, следует отнести (кроме упомянутого количества ступеней):

распределение масс по ступеням (в случае многоступенчатых средств выведения) и начальную тяговооруженность по ступеням;

соотношение тяг ускорителей параллельно работающим ступеням (в «пакетной» схеме);

степень дросселирования двигателей (если оно используется) и др.

При этом следует учитывать характерные ограничения, такие как максимальная перегрузка, максимальный скоростной и тепловой потоки, требования по боковому маневру и т.д. Численные значения основных проектных параметров, обеспечивающих выполнение задачи по выведению полезного груза на орбиту назначения, должны быть выбраны из допустимого диапазона. Этот диапазон определяется условием достижения необходимой конечной скорости при выполнении упомянутых ограничений с использованием приемлемых алгоритмов выбора (оптимизации), ориентируясь на принятые для оценки критерии эффективности.

Данные, полученные в результате траекторных (баллистических) расчетов, позволяют провести расчеты массовых характеристик и размеров аппарата и его основных отсеков. Как правило, в качестве основных исходных данных кроме данных траекторного анализа используются стартовая (начальная) масса, характеристики ДУ и ряд показателей совершенства конструкции.

Наличие результатов аэродинамического и траекторного анализа позволяет осуществить *расчет тепловых нагрузок* в произвольный момент времени.

Результаты аэродинамического и траекторного анализов, а также определенные ранее геометрические характеристики аппарата и механические свойства используемых материалов являются исходными данными для *оценки массы конструкции РН*.

Данные, полученные по результатам вышеупомянутых работ, позволяют осуществить *оценку основных стоимостных показателей* разрабатываемого аппарата.

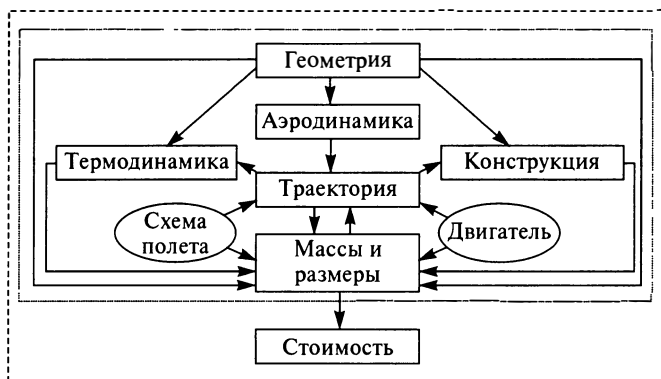


Рис. 8.1. Пример структуры вычислительных работ на начальном этапе проектирования

На рис. 8.1 представлена укрупненная *схема вычислительных работ*, характерных для этапа технических предложений. Ключевой проблемой реализации представленных на этом рисунке вычислительных работ является формирование соответствующих математических моделей. При формировании моделей приходится преодолевать противоречия между желанием увеличить точность и необходимостью минимизировать набор исходных данных, реально располагаемых на данном этапе проектирования, и процессы хотя бы до уровня, когда моделирование вообще возможно.

Размерность модели всегда ограничена, а это значит, что в ней учтено лишь ограниченное количество связей. Отсечение второстепенных связей приводит к некоторой неопределенности любых оценок, получаемых с помощью модели, в том числе в части эффективности, а увеличение количества учитываемых связей — к росту размерности модели. По мере роста размерности модели сложности, связанные с ее использованием, нарастают лавинообразно, в связи с чем возникают трудности с оценкой результатов.

Начиная с некоторого уровня, уточнение собственно модели без дополнительной информации, которая может появиться только на последующих этапах разработки, не дает действительного уточнения получаемых в результате моделирования оценок. Такое уточнение следует считать скорее вредным, поскольку результаты, полученные по «переуточненной» модели, создают иллюзию достоверности, тогда как в действительности они имеют всего лишь оценочный характер.

Основная трудность, с которой приходится сталкиваться при формировании модели, состоит в том, что на этапе технических предло-

жений, как правило, рассматривается большое количество схемных решений аппарата, каждый из которых описывается большим количеством параметров, прежде всего тех, которые представляются в абсолютных значениях (размеры, массы, тяги и т.д.), что вызывает большие затруднения для исследования объекта (в данном случае летательного аппарата, информация о котором имеется в самых общих чертах). Практическим выходом из этого положения является применение математических моделей, которые используют обобщенные (относительные) величины, включая те, которые принято называть критериальными. В частности, в аэродинамической модели это коэффициенты аэродинамических сил, нагрузка на модель и т.д.; в массовой модели — относительная конечная масса, относительные массы основных агрегатов аппарата; в баллистической модели — ускорения по осям координат; в критериальных показателях — относительная масса полезного груза, удельная стоимость выведения.

Преимуществ моделей в относительных параметрах можно указать достаточно много. Например, относительные параметры во многих случаях имеют близкие значения для многих исследуемых вариантов и могут рассматриваться, таким образом, как статистические данные и переход к использованию относительных параметров, что сокращает размерность модели. Но, очевидно, самым главным достоинством таких моделей является возможность использования одной и той же модели для анализа различных вариантов РКН. Это является чрезвычайно важным, когда речь идет о сравнительном анализе — наиболее характерной процедуре для концептуального проектирования.

Центральное место на схеме (см. рис. 8.1) занимают траекторные задачи, позволяющие оценивать как возможность выполнения тактико-технических требований, так и соответствующие им массовые, геометрические и энергетические характеристики. Кроме того, содержание математической модели проектно-баллистического анализа предопределяет и содержание всех остальных, замыкающихся на траекторные задачи моделей (аэродинамической, массовой и т.д.).

Численный анализ траектории движения предполагает выбор формы уравнений движения (векторной, координатной и др.) и связанной с этим проблемой — выбором системы координат (инерциальной, сферической, скоростной и др.). Сформулировать общие рекомендации по их выбору не представляется возможным — эта проблема решается проектировщиком, в первую очередь в зависимости от решаемой задачи и предъявляемых требований к точности результатов.

В проектно-баллистических расчетах с учетом выполнения требований по точности расчетов на этапе концептуального проектирования для записи уравнений движения центра масс аппарата на атмосферном участке движения может быть использована скоростная сис-

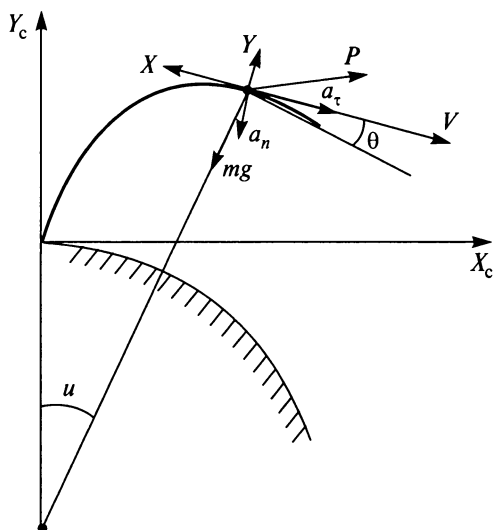


Рис. 8.2. Схематизация сил, действующих на РКН в полете

тема координат при нулевом курсовом угле и без учета переносного и кориолисового ускорений (рис. 8.2)

$$\begin{aligned}\frac{dv}{dt} &= a_{\tau}; \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{a_n}{v} + \frac{v}{r} \cos \theta; \\ \frac{du}{dt} &= \frac{v \cos \theta}{r},\end{aligned}\tag{8.1}$$

где a_{τ} и a_n — составляющие ускорений от тяги, гравитационных и аэродинамических сил по вектору скорости и нормали к ней; θ — траекторный угол (угол между вектором скорости и плоскостью местного горизонта); u — угол между радиус-векторами в текущий момент времени и в момент старта.

Углы θ и u связаны между собой простым соотношением:

$$\theta = \theta_c + u,$$

где θ_c — угол между вектором скорости и плоскостью стартового горизонта.

Система уравнений движения на безатмосферном участке, нижняя граница которого в проектно-баллистических расчетах принимается

равной 30...60 км, имеет структуру, подобную (8.1) с соответствующим обнулением ускорений от аэродинамических сил. Функциональной зависимостью, непосредственно формирующей траекторию движения на этом участке, является программа угла тангажа, т.е. угла между связанной осью РКН и плоскостью начальной стартовой системы координат, которая представляется обычно в следующем виде:

$$\varphi = \varphi_0 + \dot{\varphi}t. \quad (8.2)$$

Форма записи уравнений движения (8.1) во многом определяется удобством представления правых частей уравнений при разработке программного обеспечения для компьютерного анализа траекторий. Ниже представлена одна из таких форм [8.4].

Система уравнений движения РКН на атмосферном участке движения:

$$\begin{aligned} \frac{dv_a}{dt} &= -g_m \frac{C_{x_a} q}{P_m}; \\ \frac{dv_g}{dt} &= -g \sin \theta; \\ \frac{dv_p}{dt} &= -g_m (\lambda_1 - 1) \bar{p} k_1 n_{01}; \\ \frac{dv}{dt} &= a_n k_1 \cos \alpha + \frac{dv_a}{dt} + \frac{dv_g}{dt}; \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{a_n k_1 \sin \alpha}{v} + \left(\frac{v}{r} - \frac{g}{v} \right) \cos \theta; \\ \frac{d\mu}{dt} &= -\frac{k_1 n_{01}}{P_{y_{\partial 01}}}; \\ \frac{dh}{dt} &= v \sin \theta; \\ \frac{d\beta}{dt} &= \frac{v}{r} \cos \theta; \\ g_m &= \frac{g_0}{\mu}; \\ g &= g_0 \frac{R_3^2}{r^2}; \\ r &= R_3 + h; \\ a_n &= g_m n_{01} [\lambda_1 - (\lambda_1 - 1) \bar{p}], \end{aligned} \quad (8.3)$$

где k_1 , n_{01} , λ_1 — соответственно коэффициент дросселирования, начальная тяговооруженность и высотность двигательной установки; $\bar{p}$ — относительное давление; P_m — нагрузка на мидель; v_a — аэродинамические потери скорости; v_g — гравитационные потери скорости; v_p — потери скорости на противодавление; μ — относительная масса аппарата; θ — наклон вектора скорости к местному горизонту; h — высота полета; C_{x_a} — коэффициент лобового сопротивления; β — угловая дальность; q — скоростной напор; α — угол атаки.

Для пассивного участка полета используется система уравнений движения при $\alpha = k_1 = 0$.

Движение на внеатмосферном участке полета i -й ступени представляется следующей системой уравнений:

$$\begin{aligned}\frac{dv_g}{dt} &= -g \sin \theta; \\ \frac{dv}{dt} &= a_n k_1 \cos \alpha + \frac{dv_g}{dt}; \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{a_n k_1 \sin \alpha}{v} + \left(\frac{v}{r} - \frac{g}{v} \right) \cos \theta; \\ \frac{d\mu}{dt} &= -\frac{k_1 n_{01}}{P_{YD01}}; \\ \frac{dh}{dt} &= v \sin \theta; \\ \frac{d\beta}{dt} &= \frac{v}{r} \cos \theta; \\ g_m &= \frac{g_0}{\mu}; \\ g &= g_0 \frac{R_3^2}{r^2}; \\ r &= R_3 + h; \\ a_n &= g_m n_{0i} \lambda_i; \\ \alpha &= \varphi_i + \beta - \theta; \\ \varphi_i &= \varphi_{0i} + \dot{\varphi} t.\end{aligned}\tag{8.4}$$

Коэффициенты φ_{0i} и $\dot{\varphi}$ определяются из решения краевой задачи.

Последующий этап — эскизное проектирование — в общем носит сходный характер и отличается большей детализацией и глубиной анализа. Последовательность работ следующая.

1. Используя результаты этапа технических предложений, отобранные варианты аппарата членятся на компоненты различных уровней и осуществляется уточненное формирование требований к каждому из компонентов (подсистем).

2. Начинается разработка каждой из основных подсистем:

- определяется в деталях состав информации (исходных данных), необходимый для дисциплинарных задач, включая массовые, аэродинамические, термодинамические характеристики, свойства материалов и т.д.;
- осуществляется траекторный анализ, одной из задач которого является обеспечение исходной информацией других дисциплин;
- используя данные по базовой траектории, формируется логика управления, проводится анализ устойчивости и управляемости;
- на базе траекторного анализа с учетом управления определяются силовые нагрузки;
- определяются тепловые нагрузки;
- осуществляется анализ напряжений и деформаций;
- определяются запасы прочности и вырабатываются рекомендации по изменениям в проекте.

3. По результатам предшествующих работ проект корректируется.

4. Процесс повторяется с большей детализацией и глубиной.

На рис. 8.3 в качестве примера представлено конструктивно-технологическое членение РКН, которое является одним из исходных



Рис. 8.3. Членение РКН на компоненты различных уровней

документов для разработки конструкции. Аналогичным образом осуществляется и декомпозиция функциональных систем (двигательной установки, системы управления и т.д.).

Трудоемкость и, как следствие, продолжительность работ на этапе эскизного проектирования, в первую очередь из-за большой глубины проработки и охвата более широкого круга проблем, существенно больше по сравнению с этапом технических предложений.

Список литературы

8.1. **Основы** проектирования летательных аппаратов (транспортные системы) / В.П. Мишин и др. М.: Машиностроение, 1985. 360 с.

8.2. **Основы** синтеза систем летательных аппаратов / А.А. Лебедев и др. М.: МАИ, 1996. 444 с.

8.3. **Егер С.М., Матвеев А.М., Шаталов И.А.** Основы авиационной техники: учебник / под ред. И.А. Шаталова. М.: МАИ, 1999. 576 с.

8.4. **Баллистические ракеты и ракеты-носители:** пособие для студентов вузов / О.М. Алифанов, А.Н. Андреев, В.Н. Гушин и др.; под ред. О.М. Алифанова. М.: Дрофа, 2004. 512 с.

8.5. **Design methodologies for space transportation systems.** Walter E. Hammond (AIAA education series), 2001, 866 p.

Уравнения движения РКН. Программы угла тангажа. Программа работы ДУ. Основные ограничительные условия. Выведение на низкие орбиты. Выведение на высокие орбиты. Групповые запуски. Азимут пуска. Влияние на грузоподъемность РКН широты точки старта

Под схемой выведения понимают описание структуры и параметров характерных участков траектории полета средств выведения (СрВ) с момента старта до достижения заданного сочетания кинематических параметров движения. Степень детализации схем выведения зависит от степени проработки проекта. В самом общем виде (рис. 9.1) представлены три наиболее распространенные в настоящее время схемы выведения:

прямого выведения с одним активным участком или несколькими следующими один за другим активными участками (рис. 9.1, а);

прямого выведения с пассивными участками (рис. 9.1, б);

выведения с промежуточными орбитами (рис. 9.1, в).

Основными фрагментами схемы в самом упрощенном виде является последовательность активных и пассивных участков полета. Так как конечной целью СрВ является доставка на заданную орбиту или в заданную точку орбиты полезного груза, то на графическом представлении схем в том или ином виде присутствуют эти контролируемые параметры. В частности, на схемах обычно представляются точки, соответствующие началу и концу каждого активного участка, и скорости в конце каждого активного участка.

Учитывая значимость для формирования траектории полета величины тяги, по мере уточнения проекта на схеме выведения (рис. 9.2) представляется циклограмма работы ДУ, характерные точки траектории (разделение ступеней, сброс ГО и т.д.), а также некоторые наиболее существенные параметры, например, время, высота, скорость, максимальный скоростной напор, скоростной напор в моменты разделения, сброса головного обтекателя и т.п. В некоторых случаях (например, при пилотируемых пусках) на схеме выведения приводится также трасса выведения с указанием измерительных пунктов.

Каждый участок, представляемый в схеме выведения, имеет свою специфику, в части характера действующих на аппарат сил и моментов, и реализуется, как правило, разными ускорителями (ракетными блоками), а иногда и разными СрВ (например, РН и РБ). В связи с

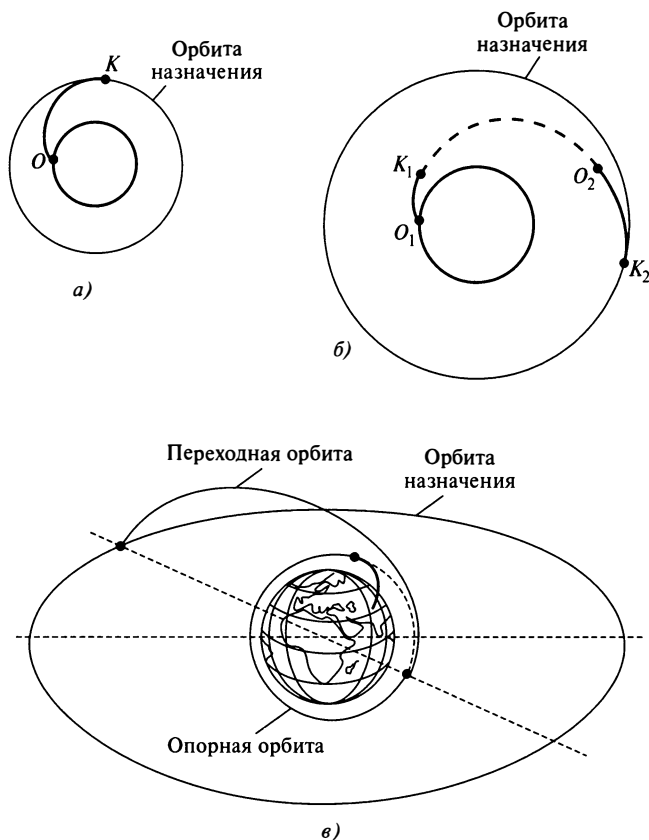


Рис. 9.1. Разновидности схем выведения:

$O - K$ — активный участок траектории; $O_1 - K_1$ — первый активный участок траектории; $K_1 - O_2$ — пассивный участок траектории; $O_2 - K_2$ — второй активный участок траектории

этим при численном анализе траектории выведения обычно выбирается система уравнений движения, адекватно соответствующая целям анализа. Это, в первую очередь, связано с тем, что динамика летательного аппарата, даже в представлении его как точки, описывается уравнением $m \frac{d\vec{v}}{dt} = \vec{F}$, которое, как известно из теории движения, в общем виде имеет очень сложную для численного анализа структуру.

Поэтому впредь при обсуждении тех или иных проблем, связанных с движением аппарата, будем обращаться к наиболее простой форме записи уравнений движения в соответствии с целью исследо-

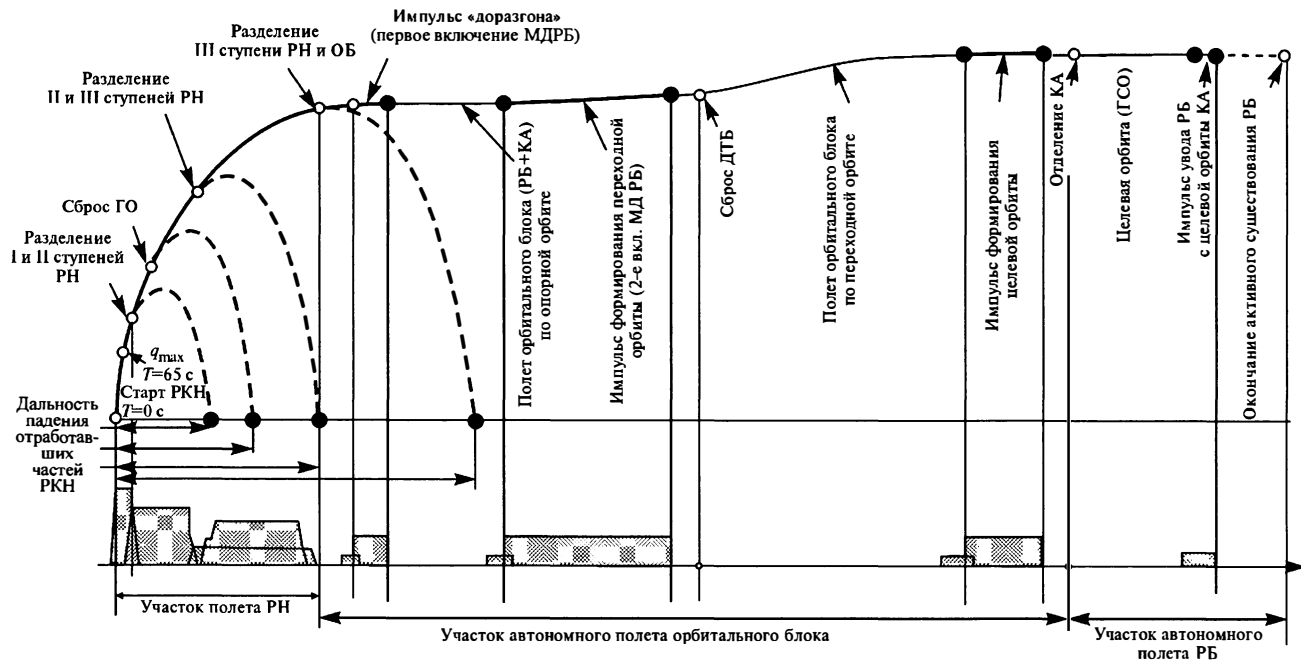


Рис. 9.2. Пример схемы выведения и циклограммы работы ДУ

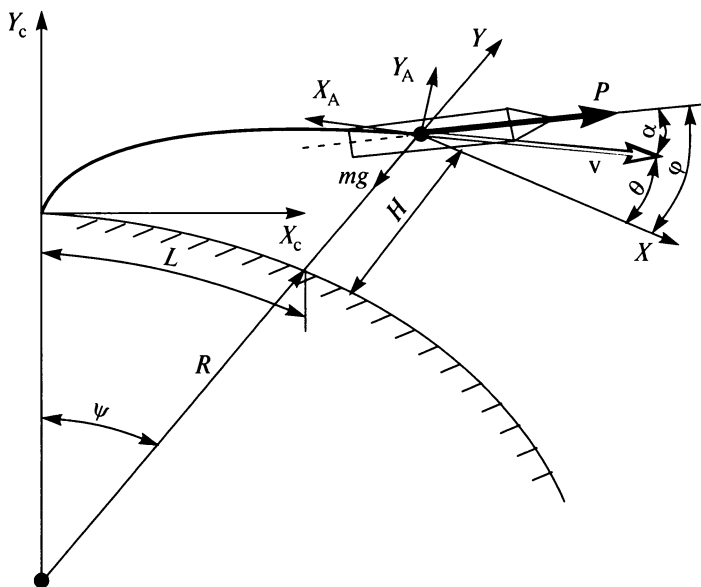


Рис. 9.3. Схема действующих на РКН сил в скоростной системе координат

вания. В частности, для анализа траектории выведения с целью оценки влияющих на нее факторов рассмотрим упрощенные **уравнения движения РКН** в скоростной системе координат (рис. 9.3):

$$\begin{aligned} \frac{dv}{dt} &= \frac{P \cos \alpha - X_a}{m} - g \sin \theta; \\ v \frac{d\theta}{dt} &= \frac{P \sin \alpha + Y_a}{m} - g \cos \theta \left(1 - \frac{v^2}{v_{кр}^2} \right), \end{aligned} \quad (9.1)$$

где v — скорость РКН; θ — наклон вектора скорости к местному горизонту; $\alpha = \varphi - \theta$ — угол атаки (угол между продольной осью ракеты и вектором скорости); φ — угол тангажа (угол наклона продольной оси РКН к местному горизонту); P — тяга двигательной установки; X_a, Y_a — проекции результирующей аэродинамической силы (лобовое сопротивление и подъемная сила соответственно); g — ускорение силы

тяжести; $v_{кр} = v_1 \sqrt{\frac{R}{R+H}}$ — первая космическая скорость на высоте H ;

v_1 — первая космическая скорость на уровне моря; R — радиус Земли; H — текущая высота; $m = m_0 - \dot{m}t$ — текущее значение массы РКН; m_0 — начальная масса РКН; $\dot{m}$ — секундный расход рабочего тела ДУ.

Как следует из приведенной системы уравнений, основными факторами, определяющими характер траектории и численные значения как текущих, так и конечных значений кинематических параметров, являются программа изменения угла тангажа и программа изменения тяги (или массового расхода рабочего тела).

Программой угла тангажа называют зависимость изменения угла наклона продольной оси РН относительно стартовой или местной (в текущий момент времени) плоскости.

Программой работы ДУ (или циклограммой) называют зависимости изменения секундных расходов (тяг) двигателей от времени. Как правило, это последовательность работы ДУ на номинальном режиме по расходу и работа на уменьшенном расходе (дросселирование тяги).

Кроме программ угла тангажа и работы ДУ к программе движения, которая определяется как совокупность законов изменения величин, влияющих на траекторию аппарата, относятся и другие программы по угловым степеням его свободы, например по рысканию и крену.

Тем не менее, формирование траектории полета, обеспечивающей выведение полезного груза в заданную точку пространства при заданной скорости и угле наклона траектории, в значительной степени связано с выбором именно программы управления углом тангажа и программы работы (циклограммы) ДУ. Из множества возможных траекторий интерес, как правило, представляет та из них, при полете по которой выводится максимальная масса полезного груза при выполнении ряда ограничительных условий. В более строгой постановке это положение формулируется следующим образом: для заданных конечных условий движения аппарата (конечной скорости или заданной точки орбиты) и заданной схемы выведения необходимо найти программы управления (программы угла тангажа и работы ДУ), обеспечивающие максимум конечной массы РКН.

Для РКН, стартующих с поверхности Земли, **основные ограничительные условия** приведены ниже:

- ракета стартует вертикально, и после вертикального полета (продолжительностью 10...15 с) необходимо обеспечить наклон траектории в заданном направлении;
- углы атаки на атмосферном участке траектории, где скоростные напоры велики, должны быть по возможности близки к нулю для ограничения возникающих при отличном от нуля угле атаки поперечных аэродинамических сил и моментов;
- максимальный скоростной напор, а также скоростные напоры в момент разделения ступеней не должны превышать заданных значений;
- угловые скорости и ускорения не должны превышать заданных значений;

- падение отработавших элементов РКН, достигающих поверхности Земли, должно быть осуществлено в определенные районы (зоны отчуждения).

Большинство ограничений связано с полетом в плотных слоях атмосферы, где наиболее существенно влияние аэродинамических сил, что характерно для первых ступеней РКН (до высот 40...50 км). Программа угла тангажа на этом участке выбирается так, чтобы угол атаки был близок к нулю для минимизации поперечных аэродинамических сил, создающих изгибающие моменты и угловые возмущения ракеты.

На последующих участках траектории выведения выбор программы угла тангажа подчинен достижению заданных параметров в конце активного участка (рис. 9.4). Для снижения инерционных нагрузок и скоростных напоров оправданным может оказаться дросселирование ДУ. Однако следует иметь в виду, что при этом увеличиваются продолжительность выведения и, следовательно, гравитационные потери скорости.

Из первого уравнения системы (9.1) видно также, что при заданной программе расхода топлива (или, что то же самое при использовании ЖРД — программе работы ДУ) наибольший прирост скорости обеспечивает программа угла тангажа на атмосферном

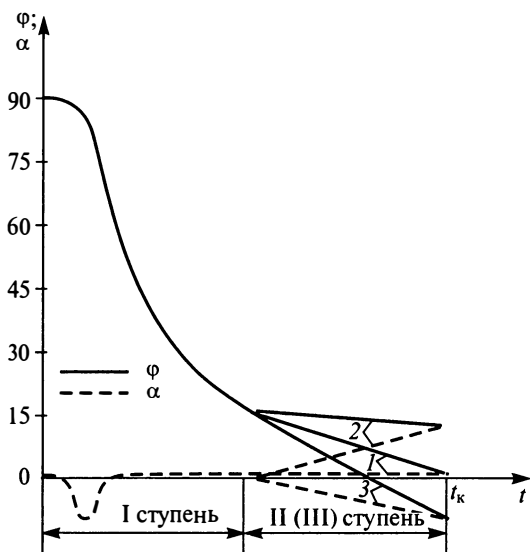


Рис. 9.4 Упрощенная программа углов тангажа и атаки:

$v_k = v_{кр}$; $\theta_k = 0$; 1 — $H = H_{кр}$; 2 — $H < H_{грав}$; 3 — $H > H_{грав}$

участке движения, при которой реализуются малые углы атаки ($\cos \alpha \approx 1$).

Вышеприведенные рассуждения относятся в основном к РКН, запускаемым с поверхности Земли (в том числе с кораблей или подводных лодок). Несколько отличается программа угла тангажа на участке работы первой ступени для РКН, стартующих с борта самолета-разгонщика.

В этом случае (рис. 9.5, *а*) самолет-разгонщик с РКН на борту взлетает с ВПП и набирает к моменту разделения высоту около 10 км. К этому моменту формируются азимут и угол тангажа пуска. Точка старта выбирается как по условиям безопасности, так и с точки зрения формирования требуемой орбиты. При достижении требуемой точки разделения производится сброс РКН. Двигатели РН (точнее, часть из них) могут быть запущены или они запускаются после некоторой паузы (через несколько секунд). Энергетические преимущества такого старта очевидны, так как при этом существенно сокращаются как атмосферные, так и гравитационные потери скорости. Также очевидна проблематичность реализации такого старта для ракет среднего и тяжелого классов РКН из-за ограниченных возможностей грузоподъемности самолета-разгонщика.

Известны также более простые схемы выведения с использованием самолета-носителя (рис. 9.5, *б*), когда РКН сбрасывается с борта самолета-носителя на парашюте и на некоторой безопасной высоте, когда она уже вертикализована, осуществляется запуск двигателей. Дальнейшая схема полета практически не отличается от схем полета традиционных РКН. В этом случае, однако, сводится к нулю эффект от наличия в момент старта горизонтальной скорости, характерной для предыдущей схемы выведения.

Приведенные рассуждения справедливы практически для первых ступеней всех РКН независимо от требований по высоте рабочей орбиты выводимого объекта. Характер же траектории выведения на участках второй и последующей ступеней в значительной мере зависит от высоты рабочей орбиты.

При *выведении на низкие орбиты* в случае нерегулируемой тяги интерес представляет схема выведения, когда тяга двигателя направлена по касательной к траектории, т.е. максимально используется для разгона выводимого объекта, а искривление траектории (за исключением начального разворота) достигается за счет нормальной к траектории проекции гравитационных сил. Такую программу принято называть гравитационным разворотом (рис. 9.6, орбита *а*). Для каждой РН с ее массовыми и тяговыми характеристиками существует единственная орбита, применительно к которой может быть реализован гравитационный разворот. Именно благодаря минимизации расхода топ-

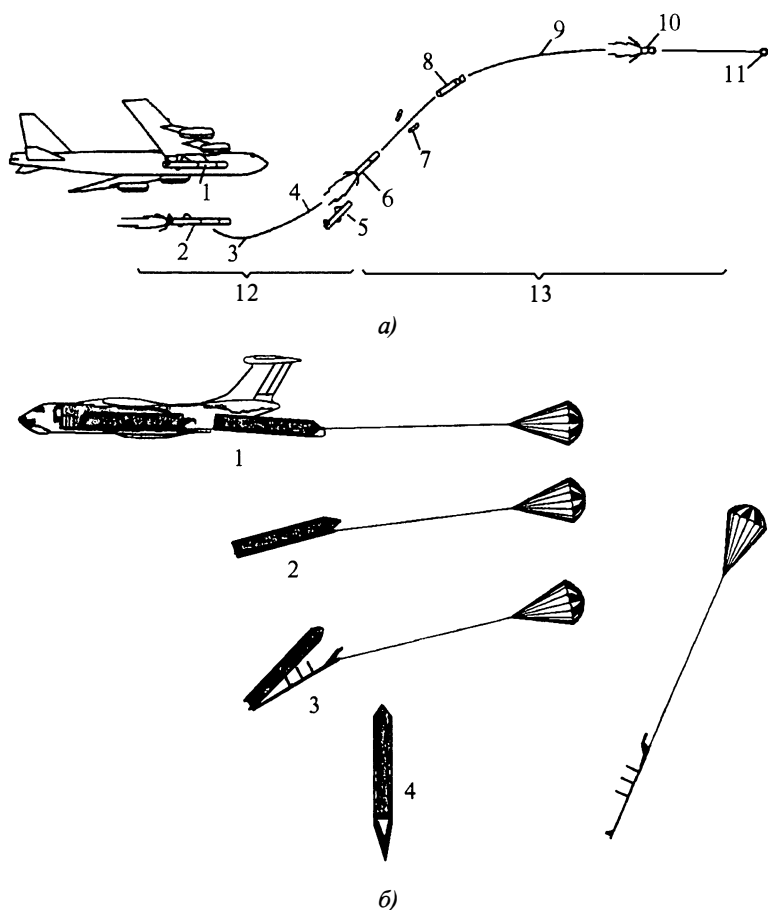


Рис. 9.5. Схемы вывода РКН с воздушным стартом:

а — 1 — старт с самолета; 2 — начало работы ускорителя I ступени; 3 — программный разворот; 4 — окончание работы ускорителя I ступени; 5 — отделение ускорителя I ступени; 6 — начало работы ускорителя II ступени; 7 — сброс головного обтекателя; 8 — конец работы ускорителя II ступени; 9 — пассивный полет III ступени; 10 — начало работы ускорителя III ступени; 11 — конец работы ускорителя III ступени (выведение полезного груза на орбиту); 12 — аэродинамическое управление полетом; 13 — управление с использованием двигателей;

б — 1 — извлечение РКН с платформой из самолета-разгонщика; 2 — открытие удерживающих РКН бандажей; 3 — отделение платформы; 4 — запуск двигателей РКН

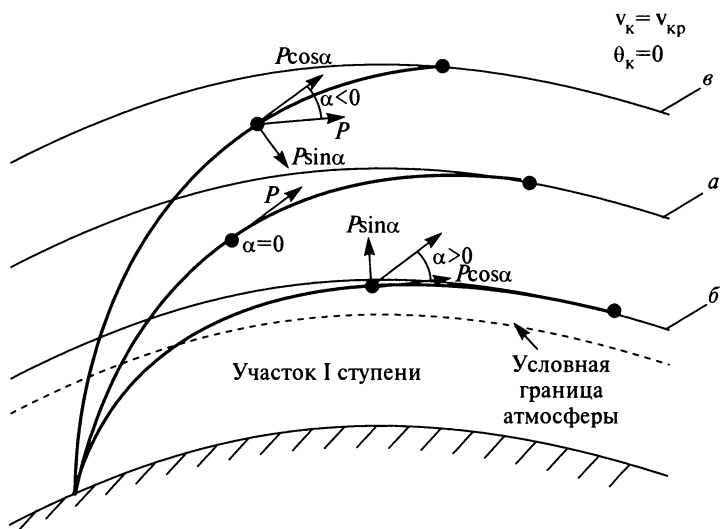


Рис. 9.6. Схемы управления вектором тяги по тангажу при выведении на орбиты с разными высотами активных участков

лива на управление при таком развороте достигается высокое значение относительной конечной массы РКН.

При выведении на более высокие орбиты начальный участок траектории будет более крутым, в результате нормальная к траектории среднеинтегральная составляющая гравитационных сил получается меньше и они не успевают искривить траекторию в конце активного участка до горизонтального положения. Поэтому приходится создавать дополнительную к траектории составляющую тяги, направленную вниз, за счет отрицательного угла атаки (рис. 9.6, орбита б), следствием чего является уменьшение проекции тяги на траекторию и уменьшение массы полезной нагрузки.

При выведении на высоты, меньшие высоты гравитационного разворота, картина получается «зеркальной» (рис. 9.6, орбита в), при этом уменьшается проекция тяги на траекторию и соответственно масса полезной нагрузки. В обоих случаях появляются так называемые потери на управление, которые тем больше, чем больше отличается реальная программа тангажа от гравитационного разворота.

По мере увеличения высоты орбиты выведения все более возможной становится ситуация, когда длина участка, на которой при располагаемой тяговооруженности достигается требуемая скорость, меньше длины траектории до заданной орбиты. В этом случае необходимо

начиная с какого-то момента дросселировать тягу ДУ или включать в траекторию выведения пассивный участок (см. рис. 9.1,б).

Начало пассивного участка реализуется на высоте, близкой к достигаемой при гравитационном развороте, но скорость и угол наклона траектории при этом обеспечивают выведение объекта на промежуточную эллиптическую траекторию с апогеем на высоте заданной круговой орбиты. В апогее этой промежуточной орбиты аппарату сообщается сравнительно небольшой импульс, который обеспечивает приращение скорости до величины, необходимой для перехода на конечную орбиту (траекторию). Этот импульс может быть создан либо повторным запуском двигателей второй ступени, либо (в большинстве случаев) средствами выводимого объекта, имеющего обычно свою двигательную установку и систему управления. Такой подход позволяет существенно уменьшить потери массы выводимого полезного груза.

В обоих представленных выше случаях имеет место так называемое прямое выведение на рабочую орбиту, т.е. без замкнутых участков траектории.

В ряде случаев, особенно при *выведении на высокие орбиты*, часто используются схемы с промежуточными орбитами, т.е. выведение осуществляется в два этапа (рис. 9.7). Вначале осуществляется выведение на опорную орбиту по одной из рассмотренных выше схем, а затем с использованием промежуточных орбит (как минимум одной) осуществляется переход на целевую орбиту. Одной из таких промежуточных орбит может быть орбита фазирования, т.е. орбита, с которой возможна или энергетически более целесообразна реализация последующих маневров.



Рис. 9.7. Основные участки полета при выведении с промежуточными орбитами

Следует отметить, что схемы выведения на высокоэнергетические орбиты, плоскости которых совпадают или не совпадают с плоскостью пуска, несколько различаются.

Для компланарных переходов, как известно, энергетически самым выгодным двухимпульсным переходом является переход по полуэллипсу Гоманна. Для перехода по этому эллипсу необходимо сообщить два импульса, первый в перицентре переходной орбиты, высота которой совпадает с высотой опорной орбиты; второй — в апоцентре переходной орбиты, высота которого совпадает с высотой рабочей круговой орбиты. В случае несовпадения плоскостей опорной и рабочих орбит, например, при запуске на геостационарную орбиту с территории России, необходимо осуществить поворот плоскости, который требует соответствующего импульса скорости.

В общем случае импульс, необходимый для изменения плоскости орбиты, может быть сообщен в любой точке переходной орбиты. При этом суммарное число импульсов может быть два и более. При двухимпульсном переходе предполагается, что импульс, необходимый для изменения наклона, может быть сообщен в перицентре переходной орбиты, в апоцентре переходной орбиты или распределен между этими двумя точками. Очевидно, что самым энергетически невыгодным является первый случай из-за высокой скорости в перицентре. Поэтому предпочтение отдают одному из двух остальных вариантов. При этом в третьем варианте существует оптимальное с точки зрения потребной энергетики распределение приращения скорости, необходимой для изменения наклона, в перицентре и апоцентре переходной орбиты. В частности, при условиях, характерных для запусков на геостационарную орбиту с космодрома Байконур (рис. 9.8), энергетически выгодным является следующее распределение: в перицентре переходной орбиты изменение наклона плоскости переходной орбиты составляет $\sim 3^\circ$, а в апоцентре сообщается импульс, необходимый для перехода на экваториальную орбиту. Более энергетически выгодными могут быть трехимпульсные переходы. Кроме того, в таких случаях может быть оправдано использование гравитационных маневров, например, для полетов на геостационарную орбиту используют гравитационное поле Луны.

Существенное влияние на выбор схемы выведения оказывают конструктивное исполнение РКН и выводимого полезного груза, энергетические возможности и ряд других факторов. Рассмотрим некоторые из них.

При установившемся в настоящее время конструктивном членении РКН для выведения полезных грузов с опорной орбиты на высокие, а также отлетные траектории, как правило, используются специализированные разгонные блоки.

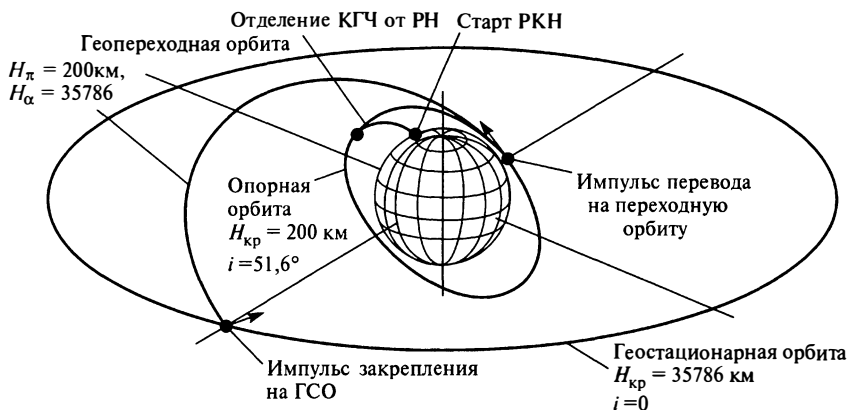


Рис. 9.8. Характерная двухимпульсная схема выведения на ГСО с космодрома Байконур

До конца 1990-х гг. в отечественной практике для выведения на геостационарную орбиту использовался только разгонный блок «Д» и его модификации, а в начале текущего века для этих целей введен в эксплуатацию разгонный блок «Бриз-М». Рассматривается также возможность использования для этих целей разгонного блока «Фрегат». При использовании разгонных блоков «Д» и «Бриз-М» реализуются двухимпульсные схемы выведения, подобные приведенной на рис. 9.8, с продолжительностью перелета около 7 ч.

Если допускается более продолжительная реализация перелета (до нескольких суток), то при большой широте старта (например, с космодрома Плесецк) энергетически более выгодной является «биэллиптическая» схема перелета (рис. 9.9). При перелете по данной схеме первый импульс сообщается в узле орбиты и переводит КА на первую переходную орбиту, высота которой больше высоты ГСО. На подлете к апогею первой переходной орбиты осуществляется повторное включение ДУ разгонного блока, в результате которого поворачивается плоскость орбиты и увеличивается высота перигея. Таким образом формируется вторая переходная орбита. Последний, третий импульс сообщается в перигее второй переходной орбиты с целью уменьшения скорости и понижения высоты апогея до значений, соответствующих ГСО.

Во всех вышеупомянутых схемах выведения для обеспечения всех импульсов вплоть до выведения на рабочую орбиту предполагалось использование ДУ собственно РН и ДУ разгонных блоков. Однако в некоторых случаях для финальной фазы перехода на рабочую орбиту может оказаться выгодным использование ДУ полезного груза.

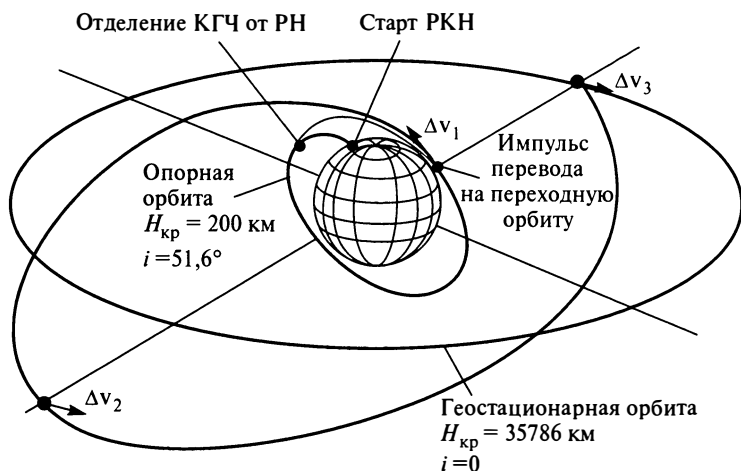


Рис. 9.9. Вариант биэллиптической схемы перелета на ГСО

Наиболее известной и широко используемой зарубежными РКН при выведении коммерческих КА в интересах западных заказчиков является схема выведения на орбиту, переходную к геостационарной, — геопереходную орбиту ($H_{\pi} = 300$ км, $H_{\alpha} = 36000$ км, $i = 7^{\circ}$). При использовании отечественных РКН для выведения КА на ГСО параметры геопереходной орбиты несколько отличаются ($H_{\pi} = 5500$ км, $H_{\alpha} = 36000$ км, $i = 25^{\circ}$). В последнем случае необходимый для перехода на ГСО импульс скорости ($\Delta v \approx 1500$ м/с) обеспечивается двигательной установкой КА.

Особое место в спектре возможных схем выведения занимают **групповые запуски**, актуальность которых возрастает по мере появления многочисленных КА, масса которых существенно меньше грузоподъемности РН. При реализации групповых запусков основной проблемой является разведение КА по индивидуальным рабочим орбитам. Существуют две схемы реализации этой задачи:

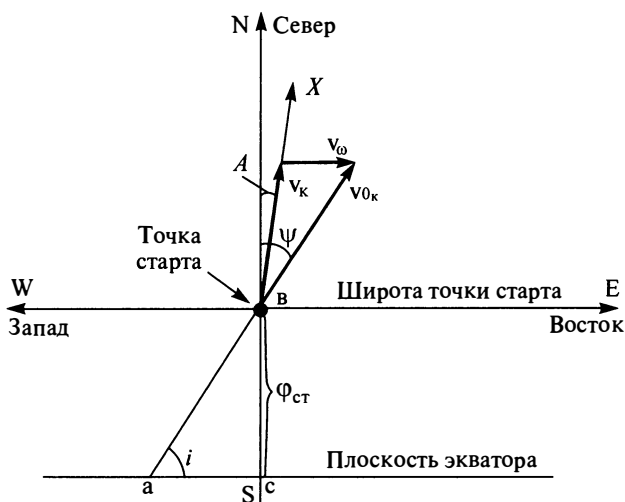
- первая схема предполагает, что все КА (установленные на РН) выводятся в одну точку орбиты, т.е. отделяются от РН практически одновременно, а затем с помощью собственных ДУ переходят на свои рабочие позиции;
- вторая схема предполагает наличие на РН специальной платформы разведения, которая доставляет каждый КА на свою рабочую орбиту.

Одним из частных случаев групповых запусков является попутное выведение, когда при выведении основного полезного груза, в случае неиспользования полностью грузоподъемности РКН и наличия свободного места, на ее борт устанавливается попутный груз, отделение которого может быть осуществлено в любой точке траектории выве-

Одним из показателей, определяющих схему выведения, является *азимут пуска*, т.е. угол между плоскостью пуска и меридианом в точке старта. Основными факторами, определяющими выбор азимута пуска, являются заданные параметры орбиты (в первую очередь наклонения) и расположение зон падения отработавших ракетных блоков, а также ограничения, связанные с допустимостью полетов ракет над населенными пунктами, промышленными и сельскохозяйственными объектами; международные соглашения, касающиеся полетов ракет над территориями других государств.

A — азимут пуска;

φ_c — геоцентрическая широта точки старта.



ψ_c — азимут пуска; $v_\omega = \omega r_c \cos \varphi_c$ — скорость точки старта; $\psi = \arcsin \frac{\cos i}{\cos \varphi_c}$; v_k — конечная скорость РКН; v_{0_ψ} — конечная орбитальная скорость

Из сферического треугольника abc следует, что для заданного наклонения i угол между вектором орбитальной скорости $\bar{v}_0$ и направлением на север N определяется по формуле

$$\psi = \arcsin \frac{\cos i}{\cos \varphi_{\text{ст}}}. \quad (9.2)$$

Из проекции на направление север N и запад W следует

$$\begin{aligned} v_k \cos A &= v_{0k} \cos \varphi_{\text{ст}}; \\ v_k \sin A &= v_{0k} \sin \psi - v_{\omega}; \end{aligned} \quad (9.3)$$

потребные конечная скорость во вращающейся системе координат и азимут пуска:

$$\begin{aligned} v_k &= (v_{0k}^2 + v_{\omega}^2 - 2v_{0k} v_{\omega} \sin \psi)^{1/2}; \\ A &= \arccos \left(\frac{v_{0k}}{v_k} \cos \psi \right). \end{aligned} \quad (9.4)$$

С достаточной для проектных задач точностью с учетом того, что $\Delta = \psi - A$ для практически используемых азимутов очень маленькая, а следовательно, можно положить $A \approx \psi$, азимут пуска для обеспечения заданного значения наклонения орбиты определяется следующим соотношением:

$$A = \arcsin \frac{\cos i}{\cos \varphi_{\text{ст}}}. \quad (9.5)$$

Из выражений (9.5) следует, что при выведении без бокового маневра, т.е. при сохранении неизменной плоскости пуска, наклонение орбиты не может быть меньше географической широты места старта и что при пуске строго на восток наклонение орбиты численно равно географической широте точки старта.

Таким образом, диапазон наклонений орбит, на которые обеспечивается выведение в исходной плоскости пуска, ограничивается величиной, равной географической широте места старта. Кроме того, для каждого места старта имеются ограничения, связанные с исключением полетов на активном участке над определенными районами (прежде всего густонаселенными) и с расположением мест, выделенных для падения отработавших ракетных блоков. На практике для каждого полигона формируется «коридор» азимутов, являющийся одной из характеристик данного полигона (рис. 9.11).

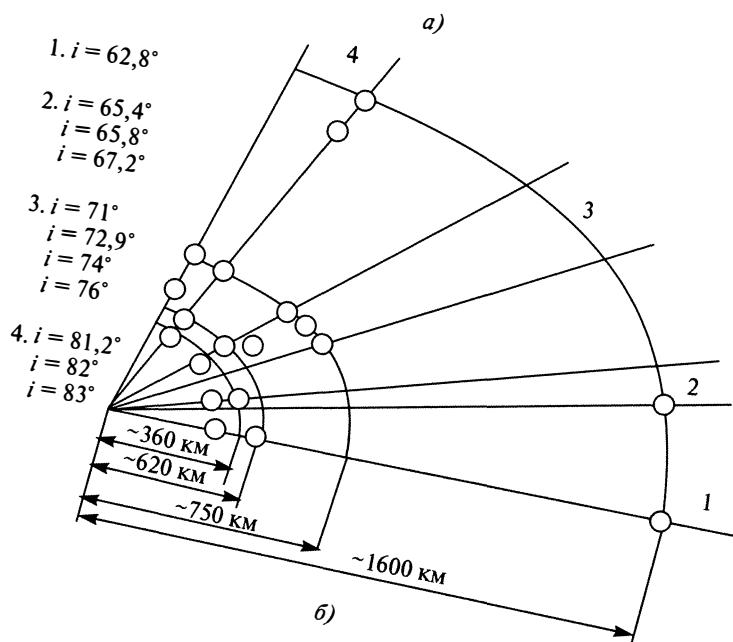
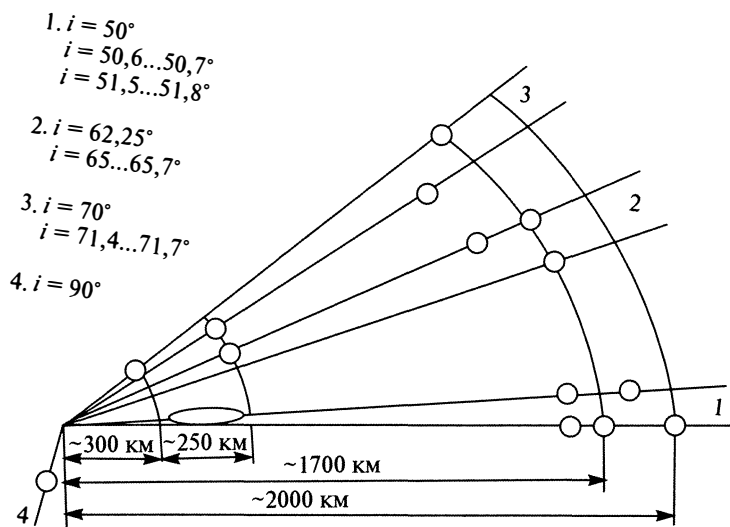


Рис. 9.11. Схемы трасс пусков и районов падения отделяющихся частей РКН для космодромов Байконур (а) и Плесецк (б) (i — наклонение орбиты)

Для выведения на орбиты с наклонением меньше географической широты места старта может использоваться или боковой маневр в процессе выведения, или маневр на промежуточной орбите. В первом случае имеется в виду «уход» из начальной плоскости пуска за счет боковой составляющей тяги ДУ. Во втором — формирование пространственного орбитального маневра, обеспечивающего переход на орбиту с требуемым наклонением.

Следует отметить, что боковой маневр в процессе выведения является вынужденной мерой, так как в этом случае часть запасов топлива расходуется для обеспечения составляющей тяги в плоскости рыскания, что, следовательно, снижает относительную массу полезного груза. На практике боковой маневр может быть использован как для обеспечения заданного наклонения из-за невозможности достижения заданного значения наклонения орбиты с располагаемого места пуска, так и для исключения пролета на активном участке над территориями, закрытыми для полетов РКН по каким-либо соображениям.

Широта места старта кроме влияния на возможности по обеспечению заданного наклонения орбиты существенно влияет **на массу выводимого полезного груза**. Это объясняется изменением проекции окружной скорости Земли на плоскость заданной орбиты:

$$v_{\omega} = v_{\omega_{\text{экв}}} \cos i = 464,6 \cos i \text{ м/с.} \quad (9.6)$$

Зависимость грузоподъемности РКН от начальной скорости (в данном случае — от проекции окружной скорости Земли) характеризуется производной

$$\frac{d\mu_{\text{пг}}}{dv} = \frac{dm_{\text{пг}}}{dv} \frac{1}{m_0}. \quad (9.7)$$

Ее величина для одноразовых ракет лежит в пределах $0,5 \cdot 10^{-3} \dots 0,7 \cdot 10^{-3} \text{ с/м}$.

Это влияние, как следует из соотношения (9.6), тем больше, чем меньше заданное наклонение орбиты. Таким образом, географическое положение стартовой позиции влияет на возможности РКН.

Именно этим объясняется, например, ценность околоэкваториального полигона Куру для запусков на орбиты с малым наклонением; именно поэтому являются привлекательными различные виды мобильных стартов (самолетных, морских и т.п.), когда пусковая установка может быть приближена к широте, максимально близкой к оптимальной для запуска каждого конкретного КА.

Следует отметить, что доля КА, запускаемых на экваториальные орбиты, в общем грузопотоке относительно небольшая. Большой практический интерес представляют орбиты с большим наклонением.

ем. Это относится, в первую очередь, к солнечно-синхронным орбитам, используемым для космических систем наблюдения, а также к полярным орбитам, используемым для группировок связных КА. На орбиты с высоким наклонением выводятся навигационные КА. И в таких случаях более энергетически выгодными могут оказаться запуски с больших географических широт.

Список литературы

9.1. **Основы** проектирования летательных аппаратов (транспортные системы) / В.П. Мишин и др. М.: Машиностроение, 1985. 360 с.

9.2. **Механика** космического полета / М.С. Константинов и др.; под ред. В.П. Мишина. М.: Машиностроение, 1989. 408 с.

9.3. **Баллистические ракеты и ракеты-носители**: пособие для студентов вузов / О.М. Алифанов, А.Н. Андреев, В.Н. Гушин и др.; под ред. О.М. Алифанова. М.: Дрофа, 2004. 512 с.

9.4. **Карраск В.К.** Проектирование конструкций летательных аппаратов (Выбор основных проектных решений и параметров): учебное пособие. М.: МАИ, 1987. 84 с.

9.5. **Design methodologies for space transportation systems** / Walter E. Hammond — (AIAA education series). 2001. 866 pp.

ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РКН. ОСНОВНЫЕ ПРОЕКТНЫЕ ПАРАМЕТРЫ. КРИТЕРИИ ЭФФЕКТИВНОСТИ

Состав тактико-технических характеристик. Конечная скорость РКН. Характеристическая скорость. Потери характеристической скорости. Проектные параметры и функции управления. Основные проектные параметры. Постановка задачи о выборе основных проектных параметров. Критерии эффективности

Из достаточно большого перечня требований к РКН, представленного ранее, для обобщенного представления о РКН как о летательном аппарате часто используется более короткий перечень, позволяющий судить в целом о возможности ее применения по назначению и получивший название *тактико-технические характеристики (ТТХ)*, который включает в свой *состав*:

- массу полезного груза, соответствующую определенным параметрам орбиты назначения;
- диапазон параметров орбиты назначения (перигей и апогей, наклонение);
- точность выведения, определяемую допускаемым разбросом параметров орбиты;
- допустимый разброс времени выведения на орбиту;
- время подготовки и осуществления запуска.

Масса полезного груза, выводимая РКН на заданную орбиту, является основной энергетической характеристикой, во многом определяющей массу, габариты, стоимость РКН и т.д. Учитывая наличие в составе РКН двух типов СрВ, т.е. ракеты-носителя (РН) и разгонного блока (РБ), определяющих схему выведения полезного груза, в ТЗ может быть задана одна или несколько из следующих орбит выведения:

- незамкнутая с отрицательной величиной перигея;
- круговая с заданной высотой и наклонением;
- эллиптическая с заданными величинами апогея и перигея;
- переходная к ГСО;
- геостационарная;
- солнечно-синхронная с заданной высотой и наклонением;
- отлетные траектории к орбитам планет Солнечной системы.

При выведении на незамкнутую орбиту в ТЗ обычно задается импульс скорости, необходимый для перевода полезного груза на рабочую орбиту, который реализуется разгонным блоком или двигательной установкой КА.

Достижение представленных выше требований обеспечивается за счет определенным образом сбалансированных показателей различной физической природы. Их состав и численные значения являются объектом исследования в начале разработки аппарата. В таких исследованиях ключевым является опыт предшествующих разработок, а иногда прототип берется из числа существующих образцов. Но в любом случае в учет берутся те показатели, которые в наибольшей степени влияют на достижение требований, сформулированных в ТЗ.

Ключевым сочетанием параметров, определяющих возможность применения РКН по назначению, является вполне определенное (в соответствии с орбитой назначения) сочетание кинематических параметров движения, в частности, величины и направления скорости в конце активного участка.

Величина *конечной скорости РКН*, соответствующая заданной в ТЗ орбите, определяется по известным соотношениям небесной механики:

$$\begin{aligned} v_o &= \sqrt{\frac{\mu_3}{r}}; \\ \sqrt{\frac{\mu_3}{r}} &< v_3 < \sqrt{\frac{2\mu_3}{r}}; \\ v_n &= \sqrt{\frac{2\mu_3}{r}}; \\ v_r &> \sqrt{\frac{2\mu_3}{r}}, \end{aligned} \tag{10.1}$$

где $\mu_3 = 3,986 \times 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ — гравитационный параметр Земли; r — расстояние от центра Земли до КА; v_o — конечная скорость РКН, необходимая для достижения круговой орбиты; v_3 — конечная скорость РКН, необходимая для достижения эллиптической орбиты; v_n — конечная скорость РКН, необходимая для достижения параболической орбиты; v_r — конечная скорость РКН, необходимая для достижения гиперболической орбиты.

С другой стороны, конечная скорость, которая может быть достигнута средством выведения, это всегда есть сумма приращений скоростей, обеспечиваемых N ступенями:

$$v_k = \sum_1^N \Delta v_i, \quad (10.2)$$

где Δv_i — приращение скорости i -й ступенью.

В частном случае при $N = 1$ — это конечная скорость одноступенчатой ракеты, и при допущении об отсутствии атмосферы и сил тяжести ее величина определяется по формуле Циолковского

$$v_k = -c \ln \mu_k, \quad (10.3)$$

где $c = I_{уд} = g_0 P_{уд}$ — скорость истечения продуктов сгорания;

$\mu_k = \frac{m_k}{M_0} = \frac{m_{п.г} + m_{т.о} + m_{дв} + m_{су} + m_{пр}}{m_0}$ — относительная конечная

масса; m_k — конечная масса; $m_{п.г}$ — масса полезного груза; $m_{т.о}$ — масса топливных отсеков; $m_{дв}$ — масса двигателя; $m_{су}$ — масса оборудования системы управления; $m_{пр}$ — масса прочих (неучтенных) элементов ракетного блока; M_0 — стартовая (начальная) масса.

Выражение для относительной конечной массы можно преобразовать в следующий вид:

$$\begin{aligned} \mu_k &= \frac{m_{п.г} + m_{т.о} + m_{дв} + m_{су} + m_{пр}}{m_0} = \\ &= \frac{m_{п.г}}{m_0} + \frac{m_{т.о} + m_{дв} + m_{су} + m_{пр}}{m_0} = \mu_{п.г} + \mu_{кон}, \end{aligned} \quad (10.4)$$

где $\mu_{п.г}$ — относительная масса полезного груза; $\mu_{кон}$ — относительная масса конструкции.

Скорость, достигнутую в упомянутых идеальных условиях, принято называть *характеристической (идеальной) скоростью*.

Так как первый сомножитель в выражении (10.3) отражает энергетическое совершенство двигательной установки, то с учетом вышеприведенных выводов можно утверждать, что при фиксированной массе полезного груза предельная характеристическая (идеальная) скорость одноступенчатой ракеты определяется двумя факторами:

- энергетическим совершенством двигательной установки, т.е. удельным импульсом;
- совершенством конструкции ракетного блока, т.е. относительной массой конструкции.

Следует отметить, что для существующих ЖРД, работающих на керосиново-кислородном топливе, $I_{уд} = g_0 P_{уд} = (3400 \dots 3500)$ м/с. Если ориентироваться на существующий уровень конструктивного

совершенства, то даже предельная величина характеристической скорости одноступенчатой ракеты будет меньше космической.

В настоящее время достижение первой космической скорости обеспечивается не менее чем двумя ступенями, скорости которых складываются [10.2]. Эту же скорость (как и более высокую) можно получить с использованием трех ступеней и более.

В этом случае выражения для относительной конечной массы для каждой из ступеней будут аналогичными, с той разницей, что в двухступенчатом варианте для первой ступени полезного груза будет вторая ступень, а в трехступенчатом варианте для второй ступени полезным грузом будет третья ступень и т.д.

Из изложенных выше рассуждений следует, что на достижение заданной скорости [см. (10.1)] даже в идеальных условиях (без учета воздействия атмосферы и гравитации) влияют:

- удельный импульс тяги (энергетическое совершенство);
- относительная масса конструкции (конструктивное совершенство);
- число ступеней.

Очевидно, что условия полета, отличающиеся от идеальных, т.е. с учетом атмосферы и гравитационных сил, будут оказывать влияние на возможность достижения требуемых кинематических параметров в конце активного участка. Для оценки влияния на конечную скорость атмосферы и гравитации рассмотрим уравнения движения РКН — наиболее представительную модель РКН как летательного аппарата.

Дифференциальные уравнения, определяющие скорость v и направление θ скорости РКН, учитывающие только основные силы, действующие на РКН, представляются ниже в известном из теории движения виде:

$$\begin{aligned}\frac{dv}{dt} &= \frac{P - X}{m} \cos \alpha - g \sin \theta; \\ v \frac{d\theta}{dt} &= \frac{P - X}{m} \sin \alpha - g \cos \theta,\end{aligned}\tag{10.5}$$

где v — текущая скорость РКН; P — тяга двигателя; X — продольная аэродинамическая сила; θ — траекторный угол; $\alpha = \vartheta - \theta$ — угол атаки, т.е. угол между продольной осью ракеты и вектором скорости; ϑ — угол тангажа; g — ускорение сил тяжести.

Для выявления параметров, определяющих конечную скорость, воспользуемся известным выражением, полученным после интегрирования первого уравнения из представленной выше системы и некоторых преобразований:

$$v_k = -I_{удн} \ln \mu_k - I_{удн} \frac{1}{n_0} J_1 - I_{удн} \frac{1}{n_0 P_m} J_2 - I_{удн} \frac{I_{удн} - I_{уд0}}{I_{удн}} J_3, \tag{10.6}$$

где

$$J_1 = \int_{\mu_k}^1 \sin \theta d\mu;$$

$$J_2 = \int_{\mu_k}^1 q C_x \frac{d\mu}{\mu};$$

$$J_3 = \int_{\mu_k}^1 \frac{p}{p_0} \frac{d\mu}{\mu};$$

$\mu = \frac{m}{m_0}$ относительная масса РКН; m_0 , m — стартовая и текущая массы

РКН соответственно; $P_m = g_0 \frac{m_0}{S_m}$ — нагрузка на мидель — стартовая сила

тяжести, приходящаяся на единицу площади максимального поперечного сечения РКН; S_m — площадь миделя; $I_{уд0}$, $I_{удп}$ — удельный импульс ракетного двигателя на уровне моря и в пустоте соответственно;

$n_0 = \frac{P_0}{g_0 m_0}$ — начальная тяговооруженность РКН; P_0 — стартовая (на

уровне моря) тяга ракетного двигателя РКН; $q = \frac{\rho v^2}{2}$ — скоростной на-

пор; p_0 — давление атмосферы на уровне моря; ρ , p — текущие плотность и давление соответственно; C_x — коэффициент продольной силы.

С учетом физической природы составляющих скорости (10.2) это уравнение может быть представлено в следующем виде:

$$v_k = v_{\text{хар}} - \Delta v_{\text{гр}} - \Delta v_{\text{атм}}, \quad (10.7)$$

где характеристическая (идеальная) скорость

$$v_{\text{хар}} = -I_{\text{удп}} \ln \mu_k; \quad (10.8)$$

гравитационные потери, т.е. потери, определяемые силами тяготения,

$$\Delta v_{\text{гр}} = I_{\text{удп}} \frac{1}{n_0} J_1; \quad (10.9)$$

атмосферные потери, т.е. потери, определяемые влиянием атмосферы (из-за аэродинамического сопротивления и из-за противодавления на срезе сопла),

$$\Delta v_{\text{атм}} = I_{\text{удп}} \frac{1}{n_0 P_m} J_2 + I_{\text{удп}} \frac{I_{\text{удп}} - I_{\text{уд0}}}{I_{\text{удп}}} J_3. \quad (10.10)$$

Таким образом, кроме упомянутых выше параметров (удельный импульс ДУ, относительная конечная масса конструкции), определяющих идеальную скорость одноступенчатой РКН, на ее конечную скорость будут оказывать влияние параметры, входящие в выражение для потерь скорости: начальная тяговооруженность, нагрузка на мидель, а также функции $\theta(\mu)$, $C_x(\mu)$, $p(\mu)$ и $\mu(t)$.

Такой подход, представленный выше для случая одноступенчатой РКН, легко распространить на многоступенчатую РКН, раскрывая выражение (10.2), т.е.:

$$v_k = v_{k_1} + v_{k_2} + \dots + v_{k_i} + \dots + v_{k_N}, \quad (10.11)$$

а

$$v_{k_i} = v_{\text{хар}_i} - \Delta v_{\text{гр}_i} - \Delta v_{\text{атм}_i}.$$

Выражения для составляющих i -й ступени будут подобны выражениям (10.8)–(10.10), а количество факторов, влияющих на конечную скорость, таким образом, увеличится в N (количество ступеней) раз. Кроме того, число ступеней также является еще одним фактором.

Отметим, что из всей совокупности упомянутых параметров и функций только относительные конечные массы не являются независимыми, так как они связаны между собой величиной конечной скорости, что легко проследить, раскрывая выражение (10.11):

$$v_k = -I_{\text{уд}_1} \ln \mu_{k_1} - I_{\text{уд}_2} \ln \mu_{k_2} \dots - I_{\text{уд}_i} \ln \mu_{k_i} \dots - I_{\text{уд}_N} \ln \mu_{k_N}. \quad (10.12)$$

Таким образом, в общем случае перечень независимых параметров и функций, определяющих конечную скорость, будет выглядеть следующим образом:

- N параметров $I_{\text{уд}}$, n_0 , P_m ;
- $N - 1$ μ_k ;
- N функций $\theta(\mu)$, $C_x(\mu)$, $p(\mu)$, $\mu(t)$
- и само число N .

Впредь вышеупомянутые параметры, как и любые другие независимые параметры, будут называться **проектными (или управляющими) параметрами**, а функции — **функциями управления**.

Для оценки значимости влияния приведенных выше факторов будем исходить из того, что минимальная сумма всех потерь на атмосферном участке полета РКН составляет примерно 20...25% от характеристической скорости, причем гравитационные потери наи-

более существенные — две трети от суммарных потерь. Таким образом, на долю потерь в скорости от влияния высотности двигателей, коэффициента сил аэродинамического сопротивления и нагрузки на мидель приходится менее 10% от характеристической скорости, и даже в случае их уточнения в пределах 25% изменение суммарных потерь не превысит 2...3% от значения характеристической скорости. Такие рассуждения позволяют отнести к второстепенным по степени влияния на конечную скорость факторы, определяющие величину атмосферных потерь (10.11), т.е. высотность двигателя, коэффициент сил аэродинамического сопротивления, нагрузку на мидель.

Стремясь ограничить перечень параметров и функций, влияющих на конечную скорость только первостепенно значимыми параметрами, можно свести вышеупомянутый перечень к более короткому, исключив из него нагрузку на мидель P_m , и функции $C_x(\mu)$, $p(\mu)$:

N параметров $I_{уд}$, n_0 ;

$N - 1$ μ_k ;

N функций: $\theta(\mu)$, $\mu(t)$

и само число N .

Следует заметить, что в простейшем для анализа случае, когда тяга двигателя полагается постоянной по времени, из этого перечня нужно исключить функцию $\mu(t)$, так как она определяется при фиксированном $I_{уд}$ величиной начальной тяговооруженности:

$$\mu = \frac{m}{m_0} = \frac{m_0 - \dot{m}t}{m_0} = 1 - \frac{g_0 m_0 n_0}{m_0 I_{уд}} t = 1 - \frac{g_0 n_0}{I_{уд}} t. \quad (10.13)$$

Такой перечень характерен для многоступенчатых РКН с поперечным делением (тандемной схемы). Для РКН с продольным делением (пакетной схемы) к нему следует добавить соотношение тяг параллельно соединенных ступеней. Функция $\mu(t)$ в общем случае отражает любое как непрерывное, так и дискретное изменение массы, включая ступенчатое изменение расхода топлива при дросселировании тяги, которое может использоваться для различных целей.

Отметим два важных свойства приведенных выше параметров и функций:

- по опыту проектных работ эти параметры и функции в наибольшей степени влияют на конечную скорость РКН;
- их совокупность при заданных исходных данных обеспечивает требуемые тактико-технические характеристики.

Благодаря этим свойствам их принято называть *основными проектными параметрами* и функциями управления. Правильный вы-

бор состава основных проектных параметров, помимо гарантированных оценок тактико-технических характеристик, сводит к минимуму количество рассматриваемых факторов при проектировании и является важным моментом формализации задач проектной разработки РКН.

Следует заметить, что количество независимых переменных (параметров), влияющих в той или иной степени на тактико-технические характеристики РКН, достаточно велико. Наряду с параметрами, определенными выше как основные, существует большая группа параметров, определяемых компоновочным решением РКН, уровнем технологии, уровнем промышленного развития, задаваемых на начальном этапе проектирования по статистике и уточняемых в ходе итерационного процесса проектирования. Такую группу параметров принято называть в таком случае дополнительными исходными данными.

Из всех возможных сочетаний основных проектных параметров, удовлетворяющих тактико-техническим характеристикам, выбирается сочетание, соответствующее наивысшей эффективности комплекса, в состав которого войдет разрабатываемая РКН. В более полной и строгой *постановке задачи* о выборе основных проектных параметров формулируется следующим образом: *выбрать такое сочетание основных проектных параметров и функций управления, которое обеспечивает выполнение основной задачи полета (выведение заданного полезного груза на орбиту с фиксированными параметрами), при наличии конечного числа ограничений (максимальная перегрузка, тип используемых ДУ, зоны падения отработавших ракетных блоков и т.п.), и сообщает при этом экстремальное значение критерию эффективности РКН.*

При выборе *критерия эффективности* следует ориентироваться на численные показатели, обеспечивающие наивысшую эффективность комплекса, в состав которого войдет разрабатываемая РКН. Это диктуется одним из основных положений системного подхода, из которого следует, что лучшим решением компонента технической системы (которым является РКН в составе КРК) будет решение, соответствующее наивысшей эффективности системы в целом. Методическая сложность решения задачи выбора основных проектных параметров объясняется, прежде всего, трудностями формализации понятия эффективности новой разработки и определения наилучшей совокупности ее количественных показателей, т.е. определения критерия предпочтения как правила для выбора.

С учетом масштабности разработок образцов ракетно-космической техники, каковыми являются компоненты космического ракетного комплекса, в том числе и РКН, его эффективность выражается, в первую очередь, экономическими показателями — конкретной

стоимостью результата от применения новой техники в сопоставлении с затратами на ее создание и эксплуатацию. Этот критерий должен учитывать:

- стоимость создаваемого комплекса;
- стоимость отчуждаемых природных ресурсов;
- «утраченную выгоду»;
- величину дохода от коммерческого использования;
- ожидаемый эффект от использования разработок (открытий, изобретений и т.п.);
- эффект во внешней торговле под влиянием космических достижений, характеризующих научно-технический потенциал страны и т.д.

Формализация этого критерия, отражающего многочисленные по физическому содержанию и по степени важности показатели, является предметом системного анализа и в полном объеме недостижима в обозримом будущем. Поэтому можно говорить лишь о той или иной степени приближения, соответствующей достигнутому научно-техническому уровню или сделанным упрощающим допущениям.

Проблема оценки эффективности РКН осложняется еще и тем, что в современных условиях разработка абсолютно новой РКН — не столь частое явление, а обычно ставится задача о развитии имеющихся РКН за счет их модернизации или задача о создании семейства РКН и соответствующих КРК. Примером первой задачи является разработка новых модернизаций РН «Союз» («Союз-2) или РН «Протон» («Протон-М).

Примером второй задачи является разработка семейства унифицированных РН «Ангара» в составе соответствующих КРК. С учетом масштабности такой задачи для государства и того, что отдельные РКН из этого семейства должны прийти на смену РКН из существующего парка, в качестве показателей эффективности могут быть использованы:

— суммарная стоимость выполнения программы запусков КА, выполняемых в национальных интересах, существующими и вновь создаваемыми РКН — $C_{\text{пр}\Sigma}$,

— прибыль от коммерческой эксплуатации разрабатываемых РКН — P_{Σ} . Эти показатели определяются по формулам

$$C_{\text{пр}\Sigma} = \sum_{m=1}^S \sum_{c=1}^{N_m} C_{\text{п}m\text{л}} + \sum_{k=1}^{N_k} \left(C_{\text{окр}k} + \sum_{n=1}^{N_{\text{пр}k}} C_{\text{п}kn} \right), \quad (10.14)$$

где S — общее количество типов отечественных эксплуатируемых ракет-носителей, участвующих в выполнении программы запусков КА; m — индекс типа эксплуатируемой РКН; N_m — суммарное количество

запусков РКН m -го типа; l — номер пуска РКН m -го типа; $C_{п_{ml}}$ — стоимость l -го пуска РКН m -го типа; N_k — общее количество типов разрабатываемых комплексов РКН, входящих в состав семейства; k — индекс типа разрабатываемого комплекса РКН; $C_{окр_k}$ — стоимость опытно-конструкторских работ по комплексу РКН k -го типа, равная сумме затрат на создание РКН и наземный комплекс; $N_{пр_k}$ — суммарное количество запусков РКН разрабатываемого комплекса k -го типа; n — номер пуска РКН k -го типа; $C_{п_{kn}}$ — стоимость n -го пуска РКН k -го типа;

$$P_{\Sigma} = \sum_{k=1}^{N_k} \sum_{n=1}^{N_{пр_k}^0} C_{п_{kn}} n_{п_{kn}}, \quad (10.15)$$

где $N_{пр_k}^0$ — суммарное количество коммерческих запусков РКН разрабатываемого комплекса k -го типа; $n_{п_{kn}}$ — коэффициент нормы прибыли n -го пуска РКН k -го типа.

В более простых ситуациях, когда ставится задача о разработке новой РКН по ТЗ, не связанному с другими существующими или создаваемыми РКН, можно использовать критерии эффективности, отражающие наиболее существенные качества новой разработки, улучшение которых при выполнении тактико-технических характеристик дает явные преимущества. Применительно к космическим ракетным комплексам в качестве основного экономического показателя обычно рассматривают стоимость программы пусков $C_{пр}$.

Стоимость программы пусков представляется суммой ее составляющих и количества используемых для их реализации аппаратов:

для одноразовых РН

$$C_{пр} = C_{раз} + C_{изг} n + C_{экс} n; \quad (10.16)$$

для многоразовых РН

$$C_{пр} = C_{раз} + C_{изг} m + C_{экс} n; \quad (10.17)$$

где n — число пусков; m — количество многоразовых РН, необходимое для реализации программы пусков.

Стоимость разработки и испытания практически не зависит от общего количества запусков в программе. При малом количестве запусков затраты на эти статьи являются определяющими, что требует упрощения процесса разработки РН за счет разумного снижения ряда основных характеристик.

При большом количестве запусков в программе возрастает доля общих затрат на изготовление и эксплуатацию при одновременном

снижении затрат на изготовление каждого экземпляра РН и ее эксплуатацию при одноразовом запуске. Это требует снижения удельной стоимости выведения полезного груза, например, за счет многократного использования материальной части РН.

Важной экономической характеристикой РН является удельная стоимость выведения полезного груза

$$C_{\text{уд}} = \frac{C_{\text{п}}}{m_{\text{п г}}}, \quad (10.18)$$

где

$$C_{\text{п}} = C_{\text{изг}} + C_{\text{экс}}. \quad (10.19)$$

Наряду с этими критериями широко используются узкоспециализированные критерии. Особенно часто на практике используется критерий массовой отдачи (относительная масса полезного груза), который характеризует эффективность использования стартовой массы

$$\mu_{\text{п г}} = \frac{m_{\text{п.г.}}}{m_0}. \quad (10.20)$$

Этот критерий согласуется с экономическими критериями в условиях, когда сравниваемые варианты РН подобны по конструктивному исполнению и технологии обслуживания.

Выбор основных проектных решений и параметров обычно производится в такой последовательности:

- Из анализа ТЗ с учетом опыта проектной организации и отрасли намечается область потенциально перспективных схемных решений (включающих параметры, относящиеся к основным, т.е. число ступеней и топливо). В зависимости от степени новизны и этапа создания таких вариантов в практике проектирования может быть более десяти (и даже до сотни).

- Каждый из вариантов подвергается проектной проработке, в процессе которой, опираясь на проектно-баллистический анализ, определяется сочетание остальных основных проектных параметров (распределение масс по ступеням, тяговооруженности ступеней и др.), обеспечивающих достижение максимальной массовой отдачи.

Список литературы

10.1. **Основы** проектирования летательных аппаратов (транспортные системы) / В.П. Мишин и др. М.: Машиностроение, 1985. 360 с.

10.2. **Баллистические ракеты и ракеты-носители: пособие для студентов вузов** / О.М. Алифанов, А.Н. Андреев, В.Н. Гущин и др.; под ред. О.М. Алифанова. М.: Дрофа, 2004. 512 с.

10.3. **Медведев А.А.** Унификация в ракетно-космическом машиностроении // Российская энциклопедия CALS. Авиационно-космическое машиностроение / гл. ред. А.Г. Братухин М.: НИЦ-АСК, 2008. С. 125–149.

10.4. **Карраск В.К.** Проектирование конструкций летательных аппаратов (Выбор основных проектных решений и параметров): учебное пособие. М.: МАИ, 1987. 84 с.

ТОПЛИВО ДЛЯ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Технические требования. Эксплуатационные требования. Экономические требования. Жидкие ракетные топлива. Твердые ракетные топлива. Воздействие топлив на окружающую среду

Выбор топлив при проектировании РН имеет большое значение, так как физико-химические свойства компонентов и условия их эксплуатации практически полностью определяют тип ДУ, систему проектных параметров, массу, габаритные размеры и баллистические возможности РН. Для принятия приемлемых и рациональных решений необходимо отчетливо понимать физическую природу топлив и влияние их свойств как на тактико-технические характеристики, так и на другие показатели, в том числе на окружающую среду.

Выбор топлива проводится на основе комплексного анализа эффективности. Под эффективностью топлив следует понимать количественную оценку его способности улучшать те или иные параметры системы — массу полезного груза, начальную массу, габаритные характеристики, сухую массу конструкции, стоимостные показатели и т.д.

В настоящее время при выборе топлива чаще всего учитывается одна из наиболее важных характеристик, т.е. энергетическая эффективность. При этом предполагается, что другие параметры топлива должны удовлетворять требованиям налагаемых ограничений. Реализация подобного подхода на практике зачастую приводила к недостаточному полному учету целого ряда факторов, что в конечном итоге выражалось в неоправданных временных и материальных затратах на разработку или модернизацию КРК.

Общая проблема оценки эффективности и выбора ракетного топлива может быть декомпозирована на составляющие, учитывающие основные аспекты эффективности и последствий применения ракетных топлив.

Требования, предъявляемые к топливам РН, можно разбить на три большие группы: технические, эксплуатационные и экономические.

Технические требования определяют эффективность топлива, его физические параметры (температура кипения и плавления, упругость паров, температура горения), механическую прочность (для твердых топлив), агрессивность по отношению к конструкционным материалам, а также его возможности как охлаждающего агента.

Эффективность топлива характеризуется, прежде всего, его энергетикой. Мерилом энергетичности топлива является удельный импульс тяги, влияние которого на параметры РКН проявляется как непосредственно (это вытекает из формулы Циолковского), так и косвенно (с ростом удельного импульса запас топлива на борту РН уменьшается, что при малых изменениях его плотности приводит к уменьшению габаритов РН, нагрузок, действующих на нее и, в конечном итоге, к уменьшению массы ее конструкции). Исключением является пара криогенных компонентов «кислород — водород», переход к которой, безусловно, сопровождается существенным увеличением удельного импульса, но при этом из-за чрезвычайно малой плотности приводит к значительному увеличению размеров бака горючего.

Удельный импульс, как известно, с точностью до статической добавки тяги определяется скоростью истечения газов из сопла, которая зависит от энергосодержания (калорийности) топлива, влияющего на температуру продуктов сгорания в камере сгорания, от молекулярной массы продуктов сгорания, истекающих из сопла, и от степени расширения газов:

$$W = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{RT_{\text{кc}}}{\mu} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_{\text{кc}}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}, \quad (11.1)$$

где k — показатель адиабаты; R — универсальная газовая постоянная; $T_{\text{кc}}$ — температура в камере сгорания; μ — молекулярная масса истекающего из сопла газа; p_a , $p_{\text{кc}}$ — давления на срезе сопла и в камере сгорания.

Приведенная формула указывает основные пути воздействия на *скорость истечения и удельный импульс тяги*: $T_{\text{кc}}$ и μ определяются в основном физико-химическими свойствами топлива, но испытывают и некоторое влияние $p_{\text{кc}}$ и p_a , зависящих, в свою очередь, от конструкции двигателя и некоторых других факторов.

Из многих физических параметров топлив особое значение имеет его плотность, так как с увеличением плотности уменьшается размер емкостей для его хранения и масса конструкции.

Для оценки эффективности топлива с учетом как удельного импульса, так и плотности, можно рекомендовать один из используемых на практике комплексных критериев (для жидких топлив), в частности критерий качества топлива:

$$K_m = I_{\text{сп}} \rho_m^c, \quad (11.2)$$

где c — безразмерный коэффициент ($c = 0,02 \dots 0,05$ — меньшие значения для верхних ступеней, большие — для нижних).

Достоинством такого подхода является его простота и возможность его применения при минимальном объеме исходных данных.

Упругость паров компонентов топлива влияет на его эффективность через давление наддува топливных баков. На входе в насос для обеспечения бескавитационной работы необходимо определенное превышение давления компонента над давлением его насыщенных паров. Поэтому чем выше упругость паров, тем большее давление необходимо в баке, а значит, массы бака, системы и газа наддува будут также больше.

Характеристики компонентов топлива (как рабочего тела, используемого для охлаждения камеры сгорания) такие, как теплоемкость и теплопроводность, важны для создания простого и надежного двигателя.

Кроме того, такие физические параметры компонентов топлива как температура плавления и температура кипения предопределяют требования к условиям их хранения и эксплуатации РН.

Эксплуатационные требования, предъявляемые к компонентам топлива, и факторы, определяющие их, характеризуют взрывоопасность и огнеопасность топлива (его отдельных компонентов), токсичность, стабильность характеристик топлива при хранении, радиационную стойкость по отношению к воздействию электромагнитного и корпускулярного излучения, наличие (отсутствие) опыта работы у обслуживающего персонала с данными компонентами топлива, степень подготовленности существующей экспериментальной базы к проведению экспериментальных работ.

Токсичность, т.е. отравляющее воздействие на человеческий организм и окружающую среду, характерна для большинства из широко используемых жидких топлив.

Взрывоопасность и огнеопасность топлива характеризуются:

- способностью компонентов топлива при их взаимодействии вступать в реакцию горения без наличия посторонних источников воспламенения,
- самовоспламеняемостью компонентов топлива при контактировании с кислородом воздуха,
- образованием парами компонентов топлива взрывоопасных смесей с воздухом в широком диапазоне концентраций,
- пожаро- и взрывочувствительностью компонентов к загрязнениям, контакту с какими-либо посторонними веществами, перегреву в замкнутом пространстве и т.д.

Экономические требования, предъявляемые к компонентам топлива, зависят от наличия действующей промышленной базы по их производству, их применимости и стоимости (в том числе стоимости соз-

дания производственной базы при ее отсутствии), стоимости создания стартового комплекса, использующего данный вид топлива, стоимости транспортирования и создания транспортных средств, стоимость хранения и т.п.

В РН в настоящее время и в обозримом будущем используются химические двигатели. В связи с этим ниже основное внимание будет уделено именно топливам для химических двигателей, используемых в составе маршевых двигательных установок.

По агрегатному состоянию компонентов топлива ракетные химические двигатели принято делить:

- на жидкостные ракетные двигатели (ЖРД);
- ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ);
- гибридные ракетные двигатели (ГРД), у которых один компонент находится в жидкой, а другой — в твердой фазе.

Жидкостные ракетные двигатели в настоящее время являются наиболее распространенными ракетными двигателями, используемыми на подавляющем большинстве РН в качестве как маршевых, так и вспомогательных двигателей.

По числу компонентов, образующих топливо для жидкостных ракетных двигателей, принято различать одно-, двух- и трехкомпонентные топлива.

Однокомпонентные топлива — сложные химические соединения, способные при определенных условиях разлагаться на более простые и устойчивые вещества с выделением большого количества тепловой энергии.

Двухкомпонентные топлива — топлива, в которых тепловая энергия образуется за счет взаимодействия одного компонента (горючего) с другим (окислителем).

Трехкомпонентные топлива — топлива, в которых тепловая энергия образуется за счет окисления двух компонентов горючего (последовательно или параллельно) одним окислителем.

В табл. 11.1 представлены основные характеристики известных компонентов жидких топлив.

Компоненты *жидких топлив* по их физическим свойствам можно разделить на высококипящие, низкокипящие и криогенные.

Высококипящие компоненты топлива имеют температуру кипения ($T > 298 \text{ K}$), как правило, выше максимальной температуры, которая может быть при эксплуатации и хранении, обладают стабильностью характеристик, удобны в хранении и при организации длительной готовности РН к пуску. Эти компоненты можно хранить в жидком состоянии в герметичных баках. К высококипящим компонентам относятся азотная кислота, несимметричный диметилгидразин, азотный тетроксид, перекись водорода и др.

Характеристики компонентов жидких топлив [11.3]

Компонент	Химическая формула	Плотность, кг / м ³	$T_{\text{кип}}$, К	$T_{\text{плав}}$, К	Вязкость динамическая $\mu \cdot 10^{-2}$, Н·с/м ²	Давление насыщенных паров, кПа	Удельная теплоемкость, кДж / (кг·К)	Коэффициент теплопроводности, Вт / (м·К)
Азотная кислота безводная	HNO ₃	1509	357,3	231,6	0,082	48	1,78	0,38
Азотная кислота красная дымящаяся	85% HNO ₃ + 15% N ₂ O ₄	1560	333	219,2	0,8	30	1,78	0,28
Четырехоксид азота (азотный тетраксид)	N ₂ O ₄	1450	294,3	262	0,044	98	2,35	0,133
Жидкий кислород	O ₂	1142	90,18	54,36	0,02	—	1,7	0,1935
Жидкий фтор	F ₂	1503	85,02	53,6	0,026	—	1,505	—
Перексид (перекись) водорода	H ₂ O ₂	1450	423	272,6	0,16	0,265	2,43	0,628
Керосин	C ₁₀ H ₂₀	800...850	473...523	223	0,15	1,9	2,0	0,16

Компонент	Химическая формула	Плотность, кг / м ³	$T_{\text{кип}}$, К	$T_{\text{плав}}$, К	Вязкость динамическая $\mu \cdot 10^{-2}$, Н·с/м ²	Давление насыщенных паров, кПа	Удельная теплоемкость, кДж / (кг · К)	Коэффициент теплопроводности, Вт / (м · К)
Гидразин	N_2H_4	1010	386,5	275	0,097	2,67	3,070	0,209
Монометил-гидразин (ММГ)	$\text{N}_2\text{H}_3(\text{CH}_3)$	871	360,5	220,5	0,078	6,6	2,93	—
Несимметричный диметил-гидразин (НДМГ)	$\text{N}_2\text{H}_3(\text{CH}_3)_2$	785	336,1	215,8	0,059	210	2,78	0,201
Аэрозин	50%НДМГ + 50%гидразин	900	343,1	265,7	—	—	—	—
Жидкий водород	H_2	70,97	20,03	13,79	0,0013	—	9,420	0,066
Аммиак	NH_3	682	259,58	192,24	0,026	—	4,77	0,050
Этиловый спирт	$\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$	785	351,3	158,9	0,12	56	2,43	0,17
Метан	CH_4	424,5	111,7	90,7	0,01	—	3,45	0,2

Низкокипящие компоненты имеют температуру кипения ниже максимальной эксплуатационной температуры ($T < 298 \text{ K}$). Их нельзя хранить в жидком состоянии в герметичных баках без принятия специальных мер по охлаждению. К низкокипящим компонентам относятся аммиак, метан, пропан и др.

Криогенные компоненты имеют температуру кипения ($T < 120 \text{ K}$) ниже минимальной эксплуатационной температуры. Их также нельзя хранить в жидком состоянии в герметичных баках без принятия специальных мер по охлаждению. К криогенным компонентам относятся кислород, водород, фтор и др.

Двухкомпонентные топлива с отдельной подачей могут быть самовоспламеняющимися и невоспламеняющимися. В самовоспламеняющихся топливах реакции окисления и воспламенения начинаются после контакта горючего и окислителя; для начала реакции невоспламеняющихся топлив требуются специальные средства зажигания.

Ниже рассмотрены энергетические и эксплуатационные свойства наиболее распространенных в практике ракетной техники компонентов жидких топлив и твердых топлив, включая их воздействие на персонал, принимающий участие в его производстве и эксплуатации.

Окислители. *Азотнокислые окислители (АК)* представляют собой тройные системы, состоящие из азотной кислоты (основы), четырехоксида азота (до 30%) и воды (до 2%) с добавлением ингибиторов коррозии. В качестве ингибиторов коррозии используют ортофосфорную кислоту, плавиковую кислоту (фторид водорода) и йод. Окислители АК нашли широкое применение в отечественной и зарубежной практике. В частности, в РН серии «Космос» они используются как основа топлив с высококипящими и незамерзающими компонентами.

Окислитель АТ (азотный тетраоксид) — четырехоксид азота (N_2O_4) — более эффективен, чем азотная кислота (АК). Этот окислитель обладает меньшей вязкостью по сравнению с АК-окислителями и более высокой химической активностью. В отечественном ракетостроении окислитель АТ нашел широкое применение в сочетании с горючим — несимметричным диметилгидразином (НДМГ).

Жидкий кислород — один из дешевых применяемых компонентов ракетных топлив. Из-за низкой температуры жидкого кислорода в качестве конструкционных применяются пластичные при нормальной температуре, стойкие к возгоранию, аустенитные коррозионно-стойкие стали, алюминий и его сплавы, медь, латунь, фторопласт-4 (как уплотнительный материал).

Жидкий фтор — желтая жидкость большой плотности, самый эффективный окислитель. Фтор агрессивен, очень токсичен (воздействует на глаза, кожу, дыхательные пути). Хотя с большинством ве-

шесть фтор соединяется со взрывом, но на поверхности железа, никеля, меди, алюминия и его сплавов при контакте с газообразным фтором образуется тонкая, но очень стойкая пленка фторидов, защищающая металл от окисления фтором.

Горючие. *Горючее Т-1* получается путем прямой перегонки нефти малосернистых сортов. Оно не самовоспламеняется с кислородом и другими окислителями (кроме фтора и его соединений), поэтому для запуска двигателя применяют специальные электроразрядные устройства, пиротехнические устройства или пусковые горючие, самовоспламеняющиеся с кислородом.

Горючее РГ-1 не отличается от продукта Т-1 по внешним признакам, но имеет существенно иной состав. Это горючее (по сравнению с Т-1) обладает такими достоинствами, как значительно более высокая термоокислительная стабильность, соответственно лучше охлаждающие свойства; лучше кинетические свойства в процессе горения; выше температура вспышки ($\sim 60^\circ\text{C}$); несколько выше плотность.

В энергетическом отношении горючие Т-1 и РГ-1 практически равноценны.

Несимметричный диметилгидразин (НДМГ) — горючее на основе гидразина, широко применяется в отечественной и зарубежной ракетной технике в топливах с азотнокислотными окислителями, включая азотный тетраоксид. С АК-окислителями НДМГ взаимодействует очень активно, с самовоспламенением, с периодом задержки $t \approx 0,004$ с (при $T = 293$ К). Пары этих компонентов (при достаточной их концентрации) могут самовоспламеняться (в отличие от аминных горючих) при обычных температурах (выше 15°C). При $T = 50^\circ\text{C}$ минимально достаточные для самовоспламенения концентрации паров составляют 0,1...0,2 г/л; с кислородом НДМГ не самовоспламеняется.

Все гидразиновые горючие чрезвычайно опасны в обращении из-за высокой токсичности.

Поражение горючим возможно при вдыхании паров и в результате проникновения его через кожу. Симптомами отравления НДМГ являются (после нескольких часов скрытого действия):

- при легком отравлении — головная боль, тошнота, слабость, головокружение, хрипы в легких, падение пульса, повышение артериального давления; через 5–6 дней нормальное состояние организма восстанавливается;

- при отравлении средней тяжести — те же симптомы, но в более резком проявлении, эмоциональная неустойчивость, судорожные движения, явление кислородной недостаточности; болезненные явления проходят через 1–2 недели;

- в тяжелой форме — сильное возбуждение центральной нервной системы, многочасовые частые судороги, общая гипоксия, падение

давления, потери сознания, отек легких; при несмертельном исходе улучшение здоровья наступает через 2–3 недели.

Непосредственно на кожу НДМГ не оказывает разрушающего действия, гидразин же вызывает химический ожог; оба горючих весьма опасны при попадании в жидком виде в глаза.

Гидразиновые горючие также опасны и в пожарном отношении в условиях хранения и транспортировки, поскольку их смеси с воздухом способны гореть почти при любом содержании горючего. Горящий продукт удобнее всего тушить водой, так как все гидразиновые горючие хорошо растворяются ею, но количество воды должно быть достаточно большим, примерно двукратным по отношению к горючему, так как даже 50%-ный раствор еще способен гореть.

Жидкий водород — прозрачная, бесцветная, очень легкая жидкость, существенной особенностью которой является очень низкая температура и очень узкий температурный диапазон жидкого состояния водорода, а также очень малая его плотность, примерно в 12 раз меньше, чем у высококипящих углеводородных горючих.

Жидкий водород отличается повышенной сжимаемостью и соответственно значительной зависимостью физических характеристик от давления. Существенная особенность жидкого водорода — повышенная его растворимость в металлах, возрастающая с ростом температуры, что отрицательно сказывается на механических свойствах металлов, особенно углеродистых сталей.

Водород нетоксичен, коррозионно пассивен, но взрывоопасен в смеси с кислородом и воздухом, что требует принятия специальных мер по технике безопасности при работе с водородом.

Жидкий метан и аммиак, хотя и являются менее эффективными горючими, чем рассмотренные выше КТ, обладают определенными преимуществами (более дешевы, чем гидразинные горючие, и имеют более высокие температуры кипения, чем водород), что позволяет считать их весьма перспективными горючими.

В табл. 11.2 представлены данные по нескольким наиболее распространенным парам жидких топлив.

Твердые ракетные топлива делятся на два больших класса: нитроцеллюлозные (баллиститные) и смесевые.

Нитроцеллюлозные ракетные топлива — это многоосновные (обычно двухосновные) системы, энергетические и физические свойства которых определяют нитраты целлюлозы, растворенные и пластифицированные труднолетучими растворителями.

Нитроцеллюлозные топлива дают сравнительно низкие удельные импульсы, однако горят достаточно стабильно, что позволяет использовать их там, где вопрос массовой отдачи не является главным — в основном для двигателей вспомогательного назначения.

Основные характеристики некоторых жидких топлив [11.7]

Компоненты топлив	$K_{т0}$	ρ^* , кг / м ³	$T_{кип}$, К	μ_k	β , м/с	I^{**} , м/с
$F_2 + H_2$	18,85	745,1	5106	17,47	2426	4458
$F_2 + N_2H_4$	2,374	1312	4893	19,72	2233	4038
$O_2 + H_2$	7,937	423,7	3704	16,25	2168	4088
O_2 + керосин	3,408	1051	3802	26,07	1735	3300
$O_2 + (CH_3)_2N_2H_2$	2,137	996,7	3730	23,02	1808	3423
$N_2O_4 + (CH_3)_2N_2H_2$	3,073	1197	3504	25,02	1697	3177
$N_2O_4 + N_2H_4$	1,437	1223	3321	21,48	1773	3224
$N_2O_4 + CH_3N_2H_3$	2,503	1217	3463	24,04	1719	3200
$N_2O_4 + A - 50$	2,239	1207	3432	23,55	1728	3204
AK-27 + $(CH_3)_2N_2H_3$	3,346	1290	3226	24,68	1639	3039
* При указанном $k_{т.0}$.						
** При $p_{к.с}/p_a = 150$; $p_{к.с} = 15$ МПа.						

Твердые смесевые ракетные топлива (в отличие от нитроцеллюлозных) — это механически твердые смеси минеральных окислителей, горючих и связующих веществ. При всем своем многообразии смесевые топлива имеют состав, изменяющийся в следующих пределах (% по массе):

- окислители (перхлорат аммония, перхлорат калия, нитрат аммония) 60...80
- горючесвязующие вещества (каучуки, полиуретаны) 15...25
- алюминий, бериллий (в виде порошка) 5...15
- катализаторы и другие специальные вещества До 15

Наиболее распространенным окислителем до настоящего времени остается перхлорат аммония, обладающий относительно невысоким содержанием кислорода (34%). Он имеет относительно невысокую температуру, большую теплоту разложения (разлагается только на газообразные продукты с относительно невысокой молекулярной массой) и обладает малой гигроскопичностью.

Широкое распространение в смесевых топливах получили также нитроаминные окислители, прежде всего октоген. Октогенсодержащие топлива с достаточно высоким уровнем энергомассовых характеристик применяются в маршевых двигателях. Октоген имеет относительно низкую температуру плавления, которая практически совпадает с температурой его разложения.

Горючесвязующее вещество выполняет функцию обеспечения физико-механических и реологических характеристик, поэтому увеличение окислителя в составе топлива возможно лишь только до определенного предела. В качестве горючесвязующего в смесевом топливе используются органические высокомолекулярные соединения: эпоксидные, полиуретановые, полиэфирные смолы, полисульфидные каучуки, полибутадиены, полиизобутилены, нитрополимеры и т.д.

Практически все современные смесевые твердые топлива содержат в своем составе металлы в виде мелкодисперсных порошков. Введение металла позволяет значительно поднять удельный импульс, увеличить плотность и повысить стабильность. Достаточно эффективным, наиболее дешевым и распространенным металлом является алюминий. Количество его в топливах должно быть не более определенной величины (15...20% по массе). В табл. 11.3 представлены характеристики нескольких наиболее используемых твердых топлив.

Одним из направлений повышения удельного импульса смесевых твердых топлив в нашей стране и за рубежом рассматривается замена алюминия на другие металлы: бор, бериллий, — а также замена металла на гидрид металла: гидрид лития, гидрид алюминия, гидрид бериллия.

Все твердые топлива относятся к пожароопасным и в известной мере взрывоопасным продуктам, поэтому работы с твердотопливными изделиями (транспортировку, хранение, проверку состояния, стыковку ступеней, монтаж пиротехнических систем и др.) обставляют необходимыми мерами безопасности, в том числе и охранными.

Таблица 11.3

Характеристики твердых топлив

Характеристика	Нитроцеллюлозные топлива	Смесевые топлива		
Состав, %	Нитрат целлюлозы — 51,5 Нитроглицерин — 43,0 Добавки — 5,5	NH_4ClO_4 — 80 Полибутадиен — 20	NH_4ClO_4 — 72 Полиэфир — 18 Алюминий — 10	NH_4ClO_4 — 68 Полиуретан — 17 Алюминий — 15
Плотность, кг / м ³	1620	1720	1770	1800
Температура горения, К	3060	2790	3290	3300
Удельный импульс тяги, м/с	2400	2300	2440	2460

У смесевых топлив возможно некоторое изменение механических и теплофизических свойств со временем в связи с медленным изменением физико-химических характеристик связующего. Степень изменений зависит, в том числе, и от температурно-влажностных условий среды, их колебаний; колебания температуры могут вызвать изменения в микроструктуре топлива в связи с местными термическими напряжениями. С учетом этого сопла двигателя закрываются герметичными заглушками (против влаги), а сам двигатель при транспортировке и хранении, в том числе в стартовом размещении, должен находиться в условиях, близких к термостатическим. Термостатирование требуется также и в связи с влиянием температуры топлива на скорость его горения и, соответственно, на баллистические характеристики.

Энергетические возможности твердых топлив в целом ниже, чем жидких, но их применение упрощает конструкцию ракетных блоков, повышает надежность, не требует сложных систем в составе стартового комплекса при подготовке РКН к пуску.

Одним из существенных факторов, требующим учета при выборе компонентов топлива, является воздействие *ракетного топлива и продуктов сгорания на окружающую среду*. Это воздействие носит много-сторонний характер на всех этапах — от изготовления до утилизации. Ниже в кратком виде рассмотрены только наиболее существенные проявления этого, относящиеся к штатным ситуациям, а именно:

- влияние непосредственно на персонал, участвующий в процессе производства топлив и обслуживании РКН в процессе подготовки к пуску;

- химическое загрязнение почвы;
- химическое загрязнение нижних слоев атмосферы;
- влияние истекающих продуктов сгорания ракетных двигателей на озоновый слой.

Влияние непосредственно на персонал, участвующий в процессе производства топлив и обслуживании РКН в процессе подготовки к пуску, достаточно подробно охарактеризовано выше при рассмотрении типовых для современной ракетной техники компонентов топлива.

Химическое загрязнение почвы в процессе штатной эксплуатации происходит в результате пролива топлива (особенно в районе падения отработавших ракетных блоков).

Показателем токсичности компонента является его предельно допустимая концентрация в воздухе для производственных помещений при длительном вдыхании, а также в воде и почве. Предельно допустимая концентрация регламентируется нормативными документами и задается обычно в миллиграммах на метр кубический. В табл. 11.4 представлены данные по предельным концентрациям для некоторых используемых компонентов.

**Предельно допустимые концентрации
токсичных ракетных топлив [11.5]**

Вещество	Предельно допустимые концентрации веществ						Класс опасности
	В атмосфере, мг/м ³			В воде водоемов, мг/л		В почве, мг/кг	
	ПДК (рз)	ПДК (мр)	ПДК (сс)	ПДК (хб)	ПДК (рх)	ПДК (п)	
Хлористый водород HCl	5,0	0,2	0,2	350,0 (по Cl ⁻)			2
Хлор Cl ₂	1,0	0,1	0,03	—			2
Фосген COCl ₂	0,5	0,003	—	—			2
Оксид алюминия Al ₂ O ₃	2,0	0,04	0,01	0,5 (по Al)			3
Оксид углерода CO	20,0	5,0	3,0	—			2
Диоксид азота NO ₂	2,0	0,085	0,04	45,0 (по NO ₃ ⁻)	40,0 (по NO ₃ ⁻)	130,0 (по NO ₃ ⁻)	2
Оксид азота NO	30,0	0,4	0,06	3,3 (по NO ₂ ⁻)			3
Цианистый водород HCN	0,3	0,2	0,01	0,035 (по CN ⁻)			3
Формальдегид H ₂ CO	0,5	0,035	0,003	0,05			3
Аммиак NH ₃	20,0	0,2	0,04	2,0 (по азоту)			4

П р и м е ч а н и я: ПДК (рз) — предельно допустимая концентрация вредного (загрязняющего) вещества в воздухе рабочей зоны; ПДК (мр) — предельно допустимая максимальная разовая концентрация вредного (загрязняющего) вещества в воздухе населенных мест; ПДК (сс) — предельно допустимая среднесуточная концентрация вредного (загрязняющего) вещества в воздухе населенных мест; ПДК (хб) — предельно допустимая концентрация вредного (загрязняющего) вещества в воде рабочей зоны; ПДК (рх) — предельно допустимая концентрация вредного (загрязняющего) вещества в воде водоемов хозяйственно-питьевого и культурно-бытового водопользования; ПДК (п) — предельно допустимая концентрация вредного (загрязняющего) вещества в почве.

Массы остатков компонентов ракетных топлив в отечественных РН [11.5]

Тип РН (компоненты топлив)	Степень	Масса остатков, кг	
		Окислитель	Горючее
«Космос-3М» (АК-27и + НДМГ)	I	997	588
	II	115	80
«Циклон-3» (АТ + НДМГ)	I	1280	650
	II	360	200
«Циклон-3» (АТ + НДМГ)	I	1350	650
	II	370	215
	III	125	
«Рокот» (АТ + НДМГ)	I	348	295
	II	76	30
«Союз-У» (O ₂ + УГВ)	I	1740	820
	II	660	260
	III	190	80
«Русь» (O ₂ + УГВ)	I	1740	820
	II	660	260
	III	190	80
«Молния» (O ₂ + УГВ)	I	1740	820
	II	660	260
	III	190	80
«Зенит» (O ₂ + УГВ)	I	3397	1973
	II	487	353
«Протон-К» (АТ + НДМГ)	I	3080	1780
	II	915	500
	III	450	210
«Протон-КМ» (АТ + НДМГ)	I	2100	1200
	II	550	320
	III	450	150
«Старт-1» (твердое топливо)	I	40	
	II	3,5	
	III	3,3	
	IV	3,3	

Примечание: УГВ — углеводородное горючее.

При проливе компонентов топлива (масса которого может достигать нескольких тонн (табл. 11.5)) на грунт происходит их испарение с поверхности, миграция по профилю грунта, сорбция топлива составными частями грунта и взаимодействие с кислородом, водой и химическими элементами грунта. При попадании на грунт компоненты топлива могут длительное время (месяцы, годы) сохраняться в почве и могут быть источником загрязнения атмосферы, причиной заражения воды рек, открытых водоемов (озер, прудов) вследствие поступления топлива с талыми ливневыми стоками, а также источником загрязнения трав, культурных растений, которые являются продуктами питания домашних животных и человека.

Миграционная способность компонентов топлива в почве, глубина их проникновения в почву, характер влияния на флору и фауну зависят как от физико-химических свойств компонентов, так и от сорбционной способности почвы, ее типа, химического состава, водного режима и т.д.

Гидразиновые горючие и их производные благодаря своей высокой растворимости и стабильности в почве обладают выраженной способностью мигрировать по профилю почвы. Эти горючие имеют выраженную щелочную реакцию. Проникая в листья и стебли, они способны сохраняться в них длительное время (в частности, НДМГ — более года) и при их проливе на растительный покров возможны щелочные ожоги. Пораженная растительность приобретает вид «вареной зелени», высыхая, становится коричневой.

Азотосодержащие окислители при попадании на почвенные покровы взаимодействуют с находящимися в почве щелочами с образованием смеси солей азотной и азотистой кислот — нитратов и нитритов, которые представляют собой довольно стабильные соединения. Перенасыщенная нитратами и нитритами почва может быть причиной загрязнения поверхностных и подземных вод в связи со смывом их с почвы талыми и дождевыми осадками — основным источником повышенного содержания нитратов и нитритов в сельскохозяйственной продукции.

Загрязнение почвы углеводородными горючими приводит к значительным физико-химическим превращениям, выражающимся в изменении микроэлементного состава почвы, ее воздушного и окислительно-восстановительного режимов. Попадая в почву, эти горючие привносят с собой разнообразный набор химических соединений, нарушая сложившийся геохимический баланс в экосистемах. Избыток углеводородных горючих, поступающих в почву, нарушает нормальное соотношение углерода и азота, приводит к дефициту кислорода, азота, подвижного фосфора и обменного калия, т.е. ухудшает агрохимические свойства. При этом в южных районах процессы

разложения идут интенсивнее, а в северных, которые представляют собой модели экосистем с низкими возможностями самоочищения почвы, идет медленная и менее глубокая деструкция горючего. Примерно через год процесс разложения углеводородного горючего затормаживается в любой климатической зоне и дальнейшая его деградация происходит очень медленно. Для полной естественной переработки углеводородных компонентов в условиях средней полосы требуется 10...20 лет.

Химическое загрязнение нижних слоев атмосферы. Продукты сгорания в зависимости от состава ракетных топлив и метеоусловий могут распространяться в газовой, аэрозольной или жидкой фазе. Во влажных газообразных клубах размер капель, образовавшихся на аэрозольных центрах конденсации, может вырасти до такой степени, что они начнут выпадать в виде кислотных осадков. Известны случаи выпадения кислотных дождей после запусков ракет-носителей Titan-3, Space Shuttle, Titan-34, приведших к потере части урожая по трассе выведения первой ступени.

Очевидно, что определяющими показателями для оценки влияния являются масса продуктов сгорания в процессе пуска и их состав. В качестве примера в табл. 11.6 приведена суммарная масса продуктов сгорания в единичном пуске нескольких отечественных РКН, а в табл. 11.7 — количество газообразных и пылевых выбросов двух известных твердотопливных ракетных двигателей, используемых в составе первых ступеней РКН.

Как видно из таблиц, масса выбросов в атмосферу даже при единичных запусках носителей составляет десятки и сотни тонн, при этом до 75% этих выбросов приходится на высоты полета до 50 км.

Влияние полетов ракет на озоновый слой. Принято различать два основных механизма воздействия запусков РКН на озон, имеющих различную природу.

Таблица 11.6

Суммарная масса продуктов сгорания в единичном пуске РКН с ЖРД в различных слоях атмосферы, т [11.3]

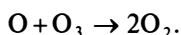
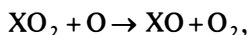
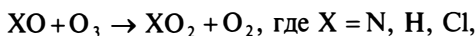
РКН	Всего	Высота 0...0,5 км	Высота 0...15 км	Высота 0...50 км
«Союз»	266,3	26,2	120,0	192,0
«Молния»	269,7	26,2	120,0	192,0
«Циклон»	168,6	14,3	70,5	116,7
«Космос»	98,8	9,0	44,6	75,2

Выбросы в атмосферу РДТТ, т

Компонент выхлопа	Space Shuttle	Ariane-5
Соляная кислота HCl	108	48
Оксид алюминия Al_2O_3	150	78
Оксиды углерода CO, CO_2	185	95
Водяные пары	88	13
Водород	10	5
Азот	44	19

Физический — это механизм разрушения озона в головной ударной волне, образующейся при полете РКН, а также в факеле ракетного двигателя. Данный механизм разрушения озона связан с разогревом воздуха в факеле ракетного двигателя и в образующейся при полете РКН головной ударной волне. При этом, учитывая небольшой потенциал диссоциации озона, следует ожидать его термического разрушения. Предполагается, что озон полностью разрушается как в факеле ракетного двигателя, так и за фронтом головного скачка уплотнения. Данный механизм разрушения озона только косвенно связан с особенностями топлива и носит локальный характер.

Химический — это механизм разрушения озона выбрасываемыми в озоновом слое (от 15 до 50 км) при полете РКН продуктами сгорания топлива. Данный механизм является основным и связан с выбросом в составе продуктов сгорания озonoактивных соединений. В отличие от других известных наземных источников загрязнений, ракеты выбрасывают значительно меньше таких соединений. Однако продукты сгорания двигателей РКН попадают непосредственно в стратосферу без трансформации и вымывания в тропосфере. Максимум абсолютной концентрации озона приходится на высоты 18...35 км, а относительной — на высоты 35...40 км. Разрушение озонового слоя с образованием так называемой озоновой дыры происходит за счет следующих циклов химических реакций:



В связи с этим следует иметь в виду, что влияние на стратосферный озон продуктов сгорания жидких ракетных топлив определяется

содержащейся в них окисью азота и сравнительно малыми количествами озonoактивных компонентов окиси углерода NO, свободных радикалов и атомов (ОН, Н, О, N). В продуктах сгорания твердых топлив содержится по массе до 20% хлора и его соединений и до 30% аэрозоля окиси алюминия. При этом время их жизни существенно различно. Если соединения, характерные для продуктов сгорания твердых топлив, относятся к продуктам с малым временем жизни, то окись азота NO, характерная для жидких топлив, относится к долгоживущим. Вследствие этого, при анализе их влияния следует учитывать не только абсолютные массы таких соединений в продуктах сгорания той или иной РКН, но и продолжительность их жизни.

Список литературы

11.1. Труды первой международной аэрокосмической конференции «Человек — Земля — Космос». Т. 4. Двигательные установки авиакосмических систем. М.: 1995. 551 с.

11.2. Ключников В.Ю., Шатров Я.Т. Обзор требований законодательных актов к обеспечению экологической безопасности ракетно-космической деятельности // Космонавтика и ракетостроение. 1999. № 15.

11.3. Караштин В.М., Катков А.Г., Родченко В.В. Основы проектирования систем наземного обеспечения. М.: МАИ, 1998. 312 с.

11.4. Куренков В.И., Юмашев Л.П. Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика ракет-носителей: учеб. пособие / под ред. Д.И. Козлова. Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2005. 240 с.

11.5. Экологические проблемы и риски воздействий ракетно-космической техники на окружающую природную среду: справочное пособие / под общ. ред. В.В. Адушкина, С.И. Козлова и А.В. Петрова. М.: Анкил, 2000. 640 с.

11.6. Матвеев Ю.А., Позин А.А., Юнак А.И. Прогнозирование и управление экологической безопасностью при реализации сложных технических проектов. М.: МАИ, 2005. 368 с.

11.7. Козлов А.А. Системы питания и управления двигательных установок. М.: Машиностроение, 1988. 352 с.

КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВОЧНАЯ СХЕМА РКН. СТУПЕНЧАТОСТЬ. СПОСОБЫ ОБРАЗОВАНИЯ СТУПЕНЕЙ

Одноступенчатая ракета. Составные ракеты. Баланс масс одноступенчатой РКН. Уравнение существования одноступенчатой РКН. Баланс масс многоступенчатой РКН

Основой структуры любой ракеты являются ускорители (как минимум один), обеспечивающие полезному грузу заданное приращение скорости. Каждый ускоритель содержит один или несколько ракетных блоков, соединенных между собой, и набор устройств и приборов, обеспечивающих predetermined характер их функционирования для достижения в конце полета заданных кинематических параметров. В свою очередь, ракетный блок представляет собой совокупность одного или нескольких ракетных двигателей и отсека, содержащего компоненты топлива. При этом конструктивно топливный отсек может состоять из нескольких баков, соединенных между собой различным образом (последовательно или параллельно). Такая конфигурация характерна для ракетных блоков с ЖРД и ЯРД. В ракетном блоке с РДТТ топливо располагается непосредственно в камере сгорания, а ракетный блок может содержать несколько сопел.

Если ракета представлена одним ускорителем, то ее принято называть *одноступенчатой ракетой*. В простейшем конструктивном исполнении одноступенчатая ракета содержит один ракетный блок. Вышеупомянутый набор устройств и приборов может быть размещен в приборном отсеке или распределен по корпусу ракетного блока.

Ракета космического назначения (РКН) содержит несколько ускорителей (как минимум один) и космическую головную часть (КГЧ), конструктивно представляющую собой орбитальный блок и головной обтекатель (рис. 12.1). Орбитальный блок, в свою очередь, может включать в свой состав один или несколько независимых космических объектов, в том числе и дополнительный ускоритель (разгонный блок), обеспечивающий орбитальному блоку определенное приращение скорости.

При наличии в составе РКН более одного ускорителя ее принято называть *составной* или многоступенчатой *ракетой*.

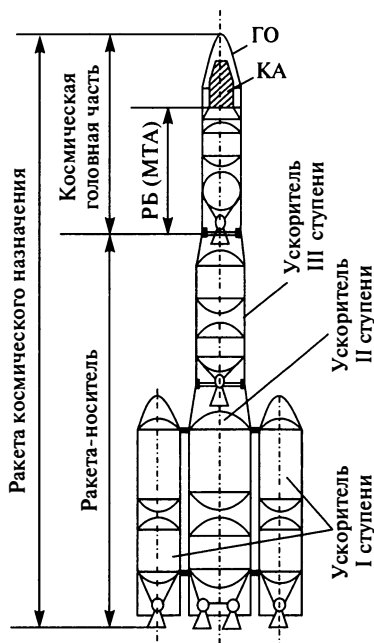


Рис. 12.1. Структура составной РКН

Разнообразие вариантов структуры многоступенчатых РКН определяется, в первую очередь, тем, каким образом организовано объединение ракетных блоков в составе многоступенчатых (составных) ракет, и каким образом организован сброс пассивных частей РН. Под пассивными частями здесь понимаются как отработавшие ракетные блоки в целом, так и отдельные крупные части конструкции. Принято различать три варианта структурных схем РКН в зависимости от последовательности работы ускорителей.

Если все ускорители РКН работают последовательно и после завершения функционирования конструкция каждого из них также последовательно отделяется, то такую РКН следует называть РКН с последовательной работой ускорителей (рис. 12.2, а). Заметим, что при этом конструктивно ракетные блоки ступеней могут быть расположены как последовательно (I), так и параллельно (II). Если ускорители смежных ступеней работают какое-то время параллельно, то такую конфигурацию следует называть схемой с параллельной работой ускорителей (рис. 12.2, б). РКН, в которой находят применение оба упомянутые способа, относят к РКН с

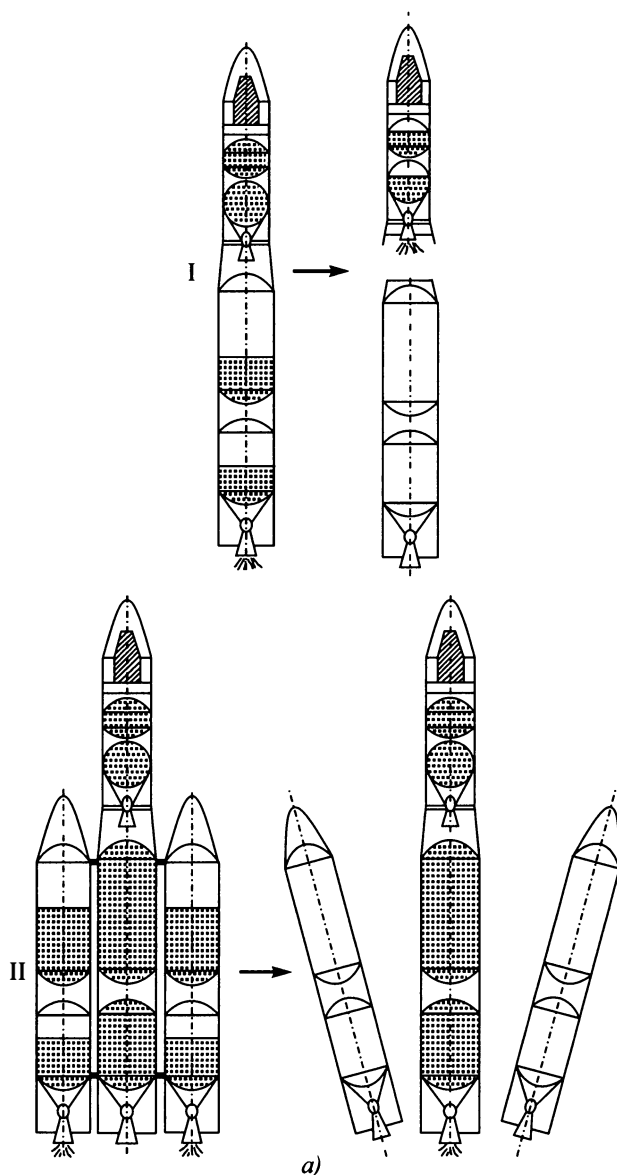
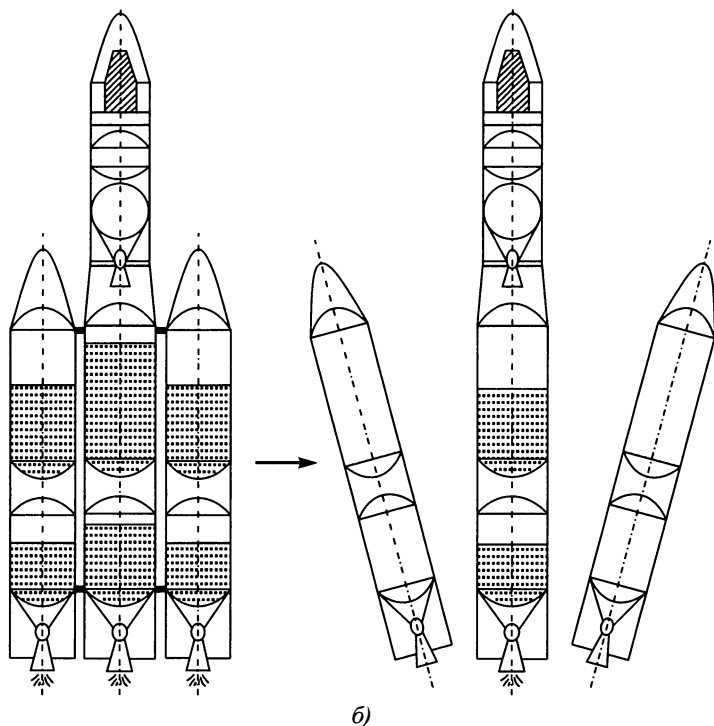


Рис. 12.2. Схемы образования ступеней при различной последовательности работы ускорителей:

a — I — ускоритель первой ступени с одним ракетным блоком; II — ускоритель первой ступени с двумя ракетными блоками;



б)

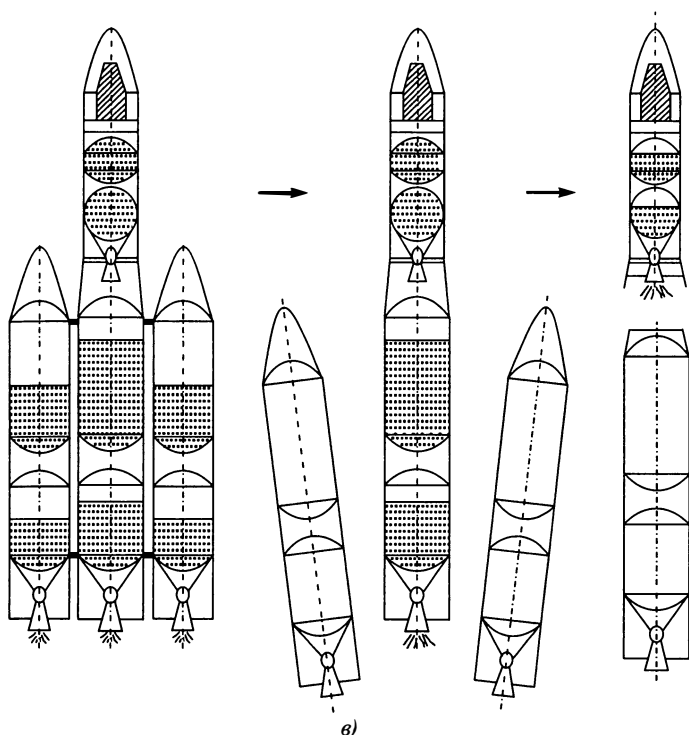
Продолжение рис. 12.2.

б — РКН с параллельной работой ускорителей;

комбинированной последовательностью работы ускорителей (рис. 12.2, в).

Следует заметить, что ступенчатость — понятие баллистическое, в соответствии с которым ступень — это этап полета, на котором масса ракеты меняется лишь вследствие расхода топлива, а масса конструкции остается неизменной. При рассмотрении ступени как понятия, относящегося к конструктивно-компоновочной схеме, под ступенью понимают последовательно работающие части составных ракет, образующиеся после отделения опорожнившихся ракетных блоков.

Между этими понятиями имеются некоторые различия. В частности, ракетный блок, как упоминалось выше, может включать в состав топливного отсека несколько комплектов топливных баков, часть из которых после опорожнения могут быть сброшены (проект Beta-II, рис. 12.3, а), т.е. в соответствии с баллистическим понятием



Окончание рис. 12.2.

в — РКН с комбинированной последовательностью работы ускорителей

ем образуется ступень. В соответствие с этим же понятием ступень образуется и при сбросе части двигателей ракетного блока (РКН Atlas, рис. 12.3, б).

Для сближения этих понятий под ступенью следует понимать последовательно работающие части составных ракет, образующиеся не только после отделения опорожнившихся ракетных блоков, но и после отделения каких-либо частей конструкции, исчерпавших свои функции, например топливных баков или двигателей.

Баллистическое понимание ступенчатости удобно (поэтому широко используется) в проектно-баллистических исследованиях при формировании математических моделей для траекторного анализа.

Каждой схеме присущи свои сильные и слабые стороны; отметим ниже некоторые из них.

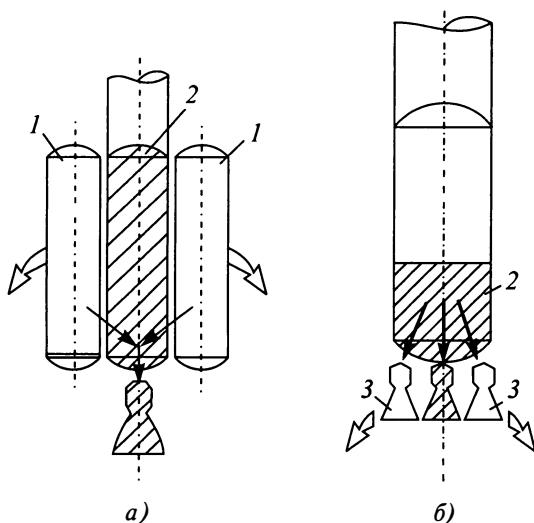


Рис. 12.3. Образование ступенчатости за счет сброса баков (а) и двигателей (б):
 1 — сбрасываемые баки предыдущей ступени; 2 — ускоритель следующей ступени;
 3 — отработавшие двигатели предыдущей ступени

Схема с последовательной работой ускорителей (тандемная схема) используется во многих отечественных ракетах (табл. 12.1). По такой схеме работают РКН «Протон», «Зенит», «Космос», «Рокот» (табл. 12.2) и все боевые баллистические ракеты. Для таких ракет характерна достаточно высокая массовая отдача, благодаря тому, что вторая ступень начинает полет с полностью заправленными баками (отсутствует пассивная часть бака, характерная для «пакетной» схемы), а геометрию сопел двигателей каждой ступени можно подбирать в соответствии с условиями полета этих ступеней: на первой ступени «земные» двигатели с соплами относительно малой степени расширения, а на второй и последующих — двигатели с «пустотными» соплами с большой степенью расширения. Повышение массовой отдачи несколько сдерживается тем, что при работе двигателей каждой из ступеней двигатели последующих ступеней не работают, при этом увеличиваются их общее количество, масса и стоимость, но снижается надежность, в частности, из-за невозможности запуска или «горячих» проверок всех двигателей на старте.

Кроме того, для РКН тяжелого класса при поперечном делении ступеней моноблочный ракетный блок имеет достаточно большие габариты, что порождает проблему их транспортировки с завода-изготовителя на космодром. Переход от моноблочной конструкции ракет-

Качественная сравнительная оценка схем соединения ступеней [2]

Показатель для сравнения	Последовательное соединение ступеней	Параллельное соединение ступеней
Плотность компоновки	Наиболее высокая	В 1,5–2,0 раза ниже
Установка и сопряжение со стартовым устройством	Наиболее простые	Затруднены из-за большого числа стыкуемых поверхностей и разъемов
Использование двигателей обеих ступеней на всех этапах активного движения	Исключено	Возможно
Контроль нормального запуска всех двигателей до старта	Исключен	Возможен
Транспортировка с завода-изготовителя	Затруднена из-за больших габаритов нижних ступеней	Существенно проще и, как правило, осуществима по железной дороге
Размерность наземных стендов для экспериментальной отработки	Определяется характеристиками нижних ступеней, что связано с большими капитальными вложениями	Существенно меньше и дешевле при автономной отработке блоков
Резервирование двигателей в составе двигательной установки	Наиболее простое	Практически невозможно в связи с необходимостью введения гидравлических связей для полного использования топлива из отдельных блоков
Условия разделения РБ	Наиболее простые	Хуже из-за дополнительных конструктивных связей

ного блока к полиблочной для решения этой проблемы, как это реализовано в РКН «Протон», несколько утяжеляет его конструкцию как из-за использования семи топливных баков (вместо двух), так и из-за введения дополнительных элементов конструкции для формирования связки баков. Запуск двигателей последующей ступени в невесомости или при отрицательной перегрузке (при «холодном» разделении) предопределяет некоторое усложнение двигательной установки.

Параллельная работа ускорителей смежных ступеней характерна, прежде всего, для ракет среднего и тяжелого классов как отече-

Структура и последовательность работы ускорителей отечественных РКН

Название РКН	Число ступеней	Компоненты топлива	Последовательность работы ускорителей
«Энергия»	2	I ступень: кислород — керосин II ступень: кислород — водород	Параллельная
«Протон»	3	Все ступени: АТ — НДМГ	Последовательная
«Зенит-2»	2	Все ступени: кислород — керосин	Последовательная
«Союз»	3	Все ступени: кислород — керосин	I и II ступень — параллельная II и III ступень — последовательная
«Космос-3М»	2	Все ступени: АК-27И — НДМГ	Последовательная
«Старт»	4	Все ступени с РДТТ	Последовательная

ственных (РКН «Союз», «Энергия», «Ангара-5»), так и зарубежных (РКН Ariane 5, Titan 3С, Delta). Количество ракетных блоков первой ступени, в силу требования симметричности конфигурации, как правило, четное: по два — у РКН Ariane 5 и РКН Titan 3С; по четыре — у РКН «Союз» и РКН «Ангара-5», шесть — у РКН Delta. Большое число ракетных блоков позволяет в определенной степени изменять конфигурацию РКН в зависимости от требуемой грузоподъемности.

Полиблочность одного из ускорителей (как правило, первой ступени) существенно упрощает проблему их транспортировки на космодром, а одновременный запуск двигателей обеих ступеней на Земле способствует повышению надежности этого процесса запуска, однако препятствует реализации горячего резервирования двигателей ускорителя ступени, что снижает надежность выведения.

Следует иметь в виду, что при такой схеме топливные баки последующей ступени (второй у всех упомянутых РКН) после отделения ракетных блоков ускорителя первой ступени частично опорожнены, что свидетельствует о наличии излишней массы пассивной конструкции. Этот негативный эффект может быть смягчен переливом топлива из баков первой ступени в баки второй ступени в процессе работы ДУ первой ступени. Перелив можно обеспечить насосной системой, передавливанием или самотеком.

При работе со старта двигателей ускорителей первой и второй ступеней имеет место потеря удельного импульса ДУ второй ступени из-за продолжительного времени ее функционирования в условиях большого перепада атмосферного давления при фиксированной геометрии сопла. Этого недостатка можно избежать применением сопла с переменной геометрией, что, однако, существенно усложняет его конструкцию и влечет за собой соответствующее увеличение его массы. Положительного результата можно достичь и без усложнения сопла разновременным запуском двигателей ускорителей первой и второй ступеней. При этом снижается пассивная часть топливных отсеков, но на первом участке полета появляется балластный двигатель.

Одной из проблем, характерных для всех схем с параллельным соединением ракетных блоков, является разработка конструкции узлов связи ракетных блоков. Именно при решении этой проблемы возможно появление значительных по массе конструктивных элементов, которые могут значительно снизить массовую отдачу РКН.

Если сравнивать массовую эффективность обеих схем (с последовательной и параллельной работой ускорителей), то они практически равноценны. Более рациональное решение смещается в пользу той или иной схемы в зависимости от общих размеров РКН, массы полезного груза, выбранных топливных компонентов и располагаемых удельных импульсов тяги для каждой ступени. В конечном итоге преимущества той или иной схемы могут быть выявлены только после тщательной проектной проработки.

Количественный анализ возможностей РКН различных конструктивно-компоновочных схем предопределяет необходимость разработки соответствующей математической модели. Для целей сравнительного анализа воспользуемся упрощенной массовой моделью в относительных единицах.

Прежде всего, оценим возможности одноступенчатой РКН. Такая РКН является простейшей ракетой с точки зрения схемного решения (т.е. структуры), так как включает в свой состав только один ускоритель. Начальная (стартовая) масса ракеты с ЖРД может быть представлена следующим образом :

$$m_0 = m_{пг} + m_{т} + m_{то} + m_{дв} + m_{су} + m_{пр}, \quad (12.1)$$

а конечная масса

$$m_k = m_0 - m_{т} = m_{пг} + m_{то} + m_{дв} + m_{су} + m_{пр}, \quad (12.2)$$

где $m_{пг}$ — масса полезного груза; $m_{т}$ — масса рабочего запаса топлива; $m_{то}$ — масса топливных отсеков, включая остатки топлива и

газов; $m_{\text{дв}}$ — масса двигателей; $m_{\text{СУ}}$ — масса оборудования системы управления; $m_{\text{пр}}$ — масса прочих (неучтенных) элементов ракетного блока.

Следует заметить, что в практике проектных работ используется также понятие «сухая» масса, которая отличается от конечной массы (12.2) тем, что в нее не входят невырабатываемые остатки жидкостей и газов.

Уравнение (12.1) известно как *баланс масс одноступенчатой РН*.

Разделив левую и правую части выражения (12.1) на начальную массу

$$1 = \frac{m_{\text{п.г}}}{m_0} + \frac{m_{\text{т}}}{m_0} + \frac{m_{\text{т.о}}}{m_0} + \frac{m_{\text{дв}}}{m_0} + \frac{m_{\text{СУ}}}{m_0} + \frac{m_{\text{пр}}}{m_0}, \quad (12.3)$$

после преобразования получим массовый баланс в относительных величинах

$$1 = \mu_{\text{п.г}} + \mu_{\text{т}} + a_{\text{т.о}}\mu_{\text{т}} + \gamma_{\text{дв}}n_0g_0 + (\mu_{\text{СУ}} + \mu_{\text{пр}})(a_{\text{т.о}}\mu_{\text{т}} + \gamma_{\text{дв}}n_0g_0), \quad (12.4)$$

а относительную конечную массу соответственно

$$\mu_{\text{к}} = 1 - \mu_{\text{т}} = \mu_{\text{п.г}} + [a_{\text{т.о}}(1 - \mu_{\text{к}}) + \gamma_{\text{дв}}n_0g_0](1 + \mu_{\text{СУ}} + \mu_{\text{пр}}). \quad (12.5)$$

В этих выражениях использованы следующие обозначения:

$\mu_{\text{п.г}} = \frac{m_{\text{п.г}}}{m_0}$ — относительная масса полезного груза;

$\mu_{\text{т}} = \frac{m_{\text{т}}}{m_0}$ — относительная масса рабочего запаса топлива;

$a_{\text{т.о}} = \frac{m_{\text{т.о}}}{m_{\text{т}}}$ — относительная масса топливного отсека;

$\gamma_{\text{дв}} = \frac{m_{\text{дв}}}{P}$ — относительная масса двигателя;

$\mu_{\text{СУ}} = \frac{m_{\text{СУ}}}{m_{\text{т.о}} + m_{\text{дв}}}$ — относительная масса оборудования системы

управления;

$\mu_{\text{пр}} = \frac{m_{\text{пр}}}{m_{\text{т.о}} + m_{\text{дв}}}$ — относительная масса прочих элементов.

Относительная масса полезного груза с учетом (12.5) запишется следующим образом:

$$\mu_{\text{п.г}} = \mu_{\text{к}} - [a_{\text{т.о}}(1 - \mu_{\text{к}}) + \gamma_{\text{дв}}n_0g_0](1 + \mu_{\text{СУ}} + \mu_{\text{пр}}). \quad (12.6)$$

Для одноступенчатой РКН с РДТТ баланс масс может быть представлен подобным образом с некоторым отличием в составе слагаемых, т.е.

$$m_0 = m_{п.г} + m_{\tau} + m_{дв} + m_{су} + m_{пр}. \quad (12.7)$$

Здесь в массу двигателя, в отличие от случая для РКН с ЖРД, входит и масса корпуса РДТТ.

Относительная масса полезного груза РКН с РДТТ соответственно запишется следующим образом:

$$\mu_{п.г} = \frac{m_{п.г}}{m_0} = \mu_{\kappa} \frac{1 + \alpha_{дв}}{1 - \mu_{су} - \mu_{пр}} - \frac{\alpha_{дв} + \mu_{су} + \mu_{пр}}{1 - \mu_{су} - \mu_{пр}}, \quad (12.8)$$

где $\alpha_{дв} = \frac{m_{дв}}{m_{\tau}}$ — относительная масса двигателя; $\mu_{су} = \frac{m_{су}}{m_0 - m_{п.г}}$ —

относительная масса оборудования системы управления; $\mu_{пр} = \frac{m_{пр}}{m_0 - m_{п.г}}$ —

относительная масса прочих элементов.

Соотношения (12.6) и (12.8) принято называть *уравнением существования одноступенчатой РКН с ЖРД и РДТТ* соответственно.

Действительно, если $\mu_{\kappa} < [a_{т.о}(1 - \mu_{\kappa}) + \gamma_{дв} n_0 g_0](1 + \mu_{су} + \mu_{пр})$, то $\mu_{п.г} < 0$, т.е. ракета не может достичь требуемой скорости даже в идеальных условиях (при отсутствии атмосферы и сил тяготения) и без полезного груза. Здесь в качестве примера использовано выражение (12.6) для РКН с ЖРД.

В этой связи представляет интерес величина предельной скорости, которой может достичь одноступенчатая ракета.

В действительности, конечная скорость одноступенчатой ракеты представляется следующим образом:

$$v_{\kappa} = v_{хар} - \Delta v_{гр} - \Delta v_{атм}. \quad (12.9)$$

Полагая, что в предельном случае при $\Delta v_{гр} = \Delta v_{атм} = 0$,

$$v_{\kappa} = v_{хар} = -I_{уд} \ln \mu_{\kappa},$$

а относительная конечная масса соответственно

$$\mu_{\kappa} = \exp\left(-\frac{v_{\kappa}}{I_{уд}}\right).$$

Конечная скорость запасом характеристической скорости

$$v_{\text{хар}} = -I_{\text{уд}} \ln \mu_{\text{к}}. \quad (12.10)$$

Это выражение представляет собой формулу Циолковского для одноступенчатой ракеты и позволяет утверждать, что идеальная (характеристическая) скорость определяется двумя факторами:

энергетическим совершенством двигательной установки, т.е. удельным импульсом;

конструктивным совершенством, т.е. относительной конечной массой элементов конструкции.

Полагая в выражениях (12.6) и (12.8) относительную массу полезного груза равной 0, после преобразований можно получить выражение для предельной конечной скорости:

для РКН с ЖРД

$$(v_{\text{к}})_{\text{max}} = -I_{\text{уд}} \ln \frac{(a_{\text{т.о}} + \gamma_{\text{дв}} n_0 g_0)(1 + \mu_{\text{су}} + \mu_{\text{пр}})}{1 + a_{\text{т.о}}}; \quad (12.11)$$

для РКН с РДТТ

$$(v_{\text{к}})_{\text{max}} = -I_{\text{уд}} \ln \frac{\alpha_{\text{дв}} + \mu_{\text{су}} + \mu_{\text{пр}}}{1 + \alpha_{\text{дв}}}. \quad (12.12)$$

На рис. 12.4 в графическом виде представлено изменение относительной массы полезного груза в зависимости от потребной скорости для одноступенчатой ракеты, из которого следует наличие ее предельного значения при определенных сочетаниях энергетического совершенства двигателей и массового совершенства конструкции. Для

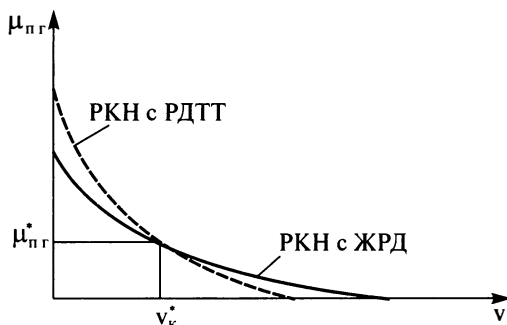


Рис. 12.4. Характер изменения относительной массы полезного груза в зависимости от конечной скорости

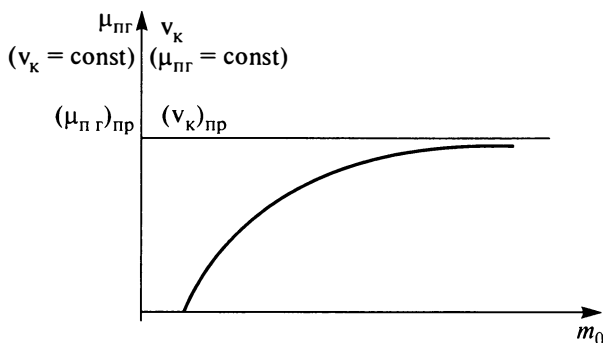


Рис. 12.5. Характер изменения конечной скорости одноступенчатой РКН в зависимости от стартовой массы

сравнения представлены графики для ракет с ЖРД и РДТТ. Благодаря лучшему конструктивному совершенству при малых скоростях более эффективной является ракета с РДТТ, но по мере увеличения скорости ее преимущество уменьшается и, начиная с некоторого значения, преимущество переходит к ракете с ЖРД, для которой из-за существенно большего значения удельного импульса предельная скорость выше.

Суть явления, иллюстрируемого графиками на рис. 12.4, можно также интерпретировать следующим образом: при определенных энергетическом совершенстве двигателей и массовом совершенстве конструкции, соответствующих текущему уровню развития, по мере увеличения стартовой массы (рис. 12.5), благодаря увеличению запаса топлива, будет наблюдаться повышение грузоподъемности одноступенчатой РКН. Однако такое возрастание, например, конечной скорости (при фиксированной массе полезного груза) или полезного груза (при фиксированной конечной скорости), будет иметь место до определенного предела, так как увеличение активной массы (топлива) одновременно вызывает увеличение и пассивной массы (топливных баков, оборудования СУ, двигателей и т.д.).

Теоретически, как уже отмечалось выше, к одноступенчатым ракетам следует отнести и ракету с несколькими одновременно работающими ракетными блоками. Для практики такая ракета не представляет интереса, но в случае необходимости ее количественный анализ с использованием соотношений (12.1)–(12.12) не будет отличаться от рассмотренного случая.

Заметим, что для существующих ЖРД, работающих на керосиново-кислородном топливе, $I_{уд} = (3400...3500)$ м/с. Если ориентировать-

ся на существующий уровень конструктивного совершенства, который представлен в выражении (12.5) параметрами $a_{т.о.}$, $\gamma_{дв}$ и т.д., то даже величина характеристической скорости, т.е. предельная скорость одноступенчатой ракеты, будет меньше космической.

Гораздо больше надежд связывают с использованием водородно-кислородного топлива, для которого $I_{уд} = (4500 \dots 4600)$ м/с. Если учитывать реальные потери характеристической скорости в соответствии с (12.9), то и этом случае конечная скорость будет незначительно больше космической скорости, а относительная масса полезного груза будет столь незначительной, что такое решение не будет иметь практического интереса.

Энергетическое и конструктивное совершенство определяется общим развитием ракетно-космической техники к моменту разработки РН. Отсюда следует, что предел энергетического и конструктивного совершенства на каждом этапе развития техники предопределяет и предел возможностей одноступенчатых РН на этом этапе.

Достижение более высоких скоростей РКН при существующих параметрах энергетического и конструктивного совершенства возможно за счет перехода к многоступенчатым (составным) РН, которые, помимо отброса активной массы, характеризуются отбросом пассивной массы.

Баланс масс многоступенчатой РКН в укрупненном виде может быть представлен как сумма масс ракетных блоков

$$m_0 = \left(\sum_{i=1}^N m_i \right) + m_{п.г.} \quad (12.13)$$

Независимо от схемы соединения ступеней начальная масса i -й ступени представляется в следующем виде:

$$m_{0_i} = m_{0_{(i+1)}} + m_{Т_i} + m_{м.о_i} + m_{дв_i} + m_{св_i} + m_{пр_i}, \quad (12.14)$$

где $m_{0_{(i+1)}}$ — масса $(i+1)$ -й ступени (для последней ступени — масса полезного груза).

Остальные составляющие соответствуют параметрам одноступенчатой ракеты (12.4)–(12.6), применительно к i -й ступени.

Соотношение для относительной массы i -й ступени будет подобным соотношению (12.6), т.е.

$$\mu_{0_{(i+1)}} = \frac{m_{0_{i+1}}}{m_{0_i}} = \mu_{к_i} - [a_{т.о_i} (1 - \mu_{к_i}) + \gamma_{дв_i} n_{0_i} g_0] (1 + \mu_{св_{ид}} + \mu_{пр_i} + \mu_{с.с_i}), \quad (12.15)$$

а относительная масса полезного груза многоступенчатой РКН есть произведение относительных масс ступеней

$$\mu_{п.г} = \frac{m_{п.г}}{m_{0_1}} = \frac{m_{0_{II}}}{m_{0_I}} \frac{m_{0_{III}}}{m_{0_{II}}} \dots \frac{m_{0_{(i+1)}}}{m_{0_i}} \dots \frac{m_{п.г}}{m_{0_N}} = \prod_{i=1}^N \mu_{0_{(i+1)}}. \quad (12.16)$$

Выражения (12.14), (12.15) были получены для многоступенчатой РКН с последовательной работой двигателей разных ступеней, т.е. «тандемной» схемы. Для ступеней, соединенных по «пакетной» схеме, выражение для относительной массы РКН будет иметь тот же вид, т.е. (12.17), а выражения для относительных масс ступеней будут несколько отличаться.

В частности, так как двигательная установка первой ступени включает двигатели ракетных блоков I, II ступеней, необходимо ввести коэффициент, учитывающий соотношение их тяг, т.е.

$$k = \frac{P_2}{P_1}. \quad (12.17)$$

Тогда суммарная тяга двигателей первой ступени будет соответственно равняться

$$P_1 = P_1 + P_2 = (k+1)P_1. \quad (12.18)$$

С учетом (14.17) и (14.18) относительные массы ступеней в случае двухступенчатой РКН примут вид:

$$\mu_{0_{II}} = \mu_{к_I} - \left[a_{т.0_1} (1 - \mu_{к_I}) \frac{1}{k+1} + \gamma_{дв_1} n_{0_1} g_0 \frac{1}{k+1} \right] (1 + \mu_{сy} + \mu_{пр}); \quad (12.19)$$

$$\mu_{0_{III}} = \mu_{к_{II}} - \left[a_{т.0_2} \left(1 - \mu_{к_{II}} + \frac{1 - \mu_{к_I}}{\mu_{0_{II}}} \frac{1}{k+1} \right) + \gamma_{дв_2} n_{0_{II}} g_0 \frac{1}{k+1} \right] (1 + \mu_{сy_{II}} + \mu_{пр_{II}}), \quad (12.20)$$

где необходимое для расчетов значение начальной тяговооруженности II ступени находится следующим образом:

$$n_{0_{II}} = \frac{n_{0_I}}{\mu_{0_{II}}} \frac{k}{k+1}. \quad (12.21)$$

Выражение для относительной массы полезного груза для двухступенчатого варианта будет иметь вид

$$\mu_{пг} = \mu_{0II} \mu_{0III} . \quad (12.22)$$

В общем случае для N -ступенчатой РКН с последовательным соединением II и последующих ступеней к пакету I и II ступеней выражение для относительной массы полезного груза РКН примет вид:

$$\mu_{пг} = \mu_{0II} \mu_{0III} \prod_{i=3}^N [\mu_{\kappa_i} - [a_{т.0_i} (1 - \mu_{\kappa_i}) + \gamma_{дв_i} n_{0_i} g_0] (1 + \mu_{сy_i} + \mu_{пр_i})] . \quad (12.23)$$

Выражение для относительной массы полезного груза РКН пакетной схемы с переливом не будет отличаться от (12.16), а выражения для относительных масс I и II ступеней будут иметь следующий вид:

$$\mu_{0II} = \mu_{\kappa_I} - \left[a_{т.0_I} (1 - \mu_{\kappa_I}) + \gamma_{дв_1} n_{0_I} g_0 \frac{1}{k+1} \right] (1 + \mu_{сy_I} + \mu_{пр_I}) ; \quad (12.24)$$

$$\mu_{0III} = \mu_{\kappa_{II}} - [a_{т.0_2} (1 - \mu_{\kappa_{II}}) + \gamma_{дв_2} n_{0_{II}} g_0] (1 + \mu_{сy_{II}} + \mu_{пр_{II}}) . \quad (12.25)$$

Приведенные выше соотношения для различных конфигураций РКН позволяют оценить массовые характеристики РКН и массовую эффективность при известных значениях потребных запасов характеристической скорости по ступеням. Определение потребных запасов характеристической скорости в общем случае зависит от многих факторов и является предметом проектно-баллистического анализа.

Список литературы

- 12.1. **Мишин В.П., Паничкин Н.И.** Основы авиационной и ракетно-космической техники: учеб. пособие. М.: Изд-во МАИ, 1998. 228 с.
- 12.2. **Основы проектирования летательных аппаратов** (транспортные системы): учебник для технических вузов / В.П. Мишин, В.К. Безвербый, Б.М. Панкратов и др. / под ред. В.П. Мишина. М.: Машиностроение, 1985. 360 с.
- 12.3. **Ракеты-носители** В.А. Александров, В.В. Владимиров, Р.Д. Дмитриев, С.О. Осипов; под ред. С.О. Осипова. М.: Воениздат, 1981. 315 с.
- 12.4. **Карраск В.К.** Проектирование конструкций летательных аппаратов (Выбор основных проектных решений и параметров): учебное пособие. М.: МАИ, 1987. 84 с.

ВЛИЯНИЕ СТУПЕНЧАТОСТИ И РАСПРЕДЕЛЕНИЯ МАСС ПО СТУПЕНЯМ НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ РКН

Задача об оптимальном числе ступеней. О существовании оптимального распределения масс по ступеням. Задача об оптимальном распределении масс. Общее решение задачи об оптимальном распределении масс. Проблема выбора топлива

Теоретически «отброс» частей пассивных масс, благодаря которому появляется ступенчатость в текущей массе, будет тем эффективнее, чем чаще по времени полета он будет осуществляться. В этом смысле идеальной является ракета с непрерывным «отбросом» пассивных частей. Однако создать такие ракеты — при всей их привлекательности — в настоящее время пока не удастся, поэтому на практике используются различные варианты многоступенчатых РКН, отличающиеся числом отбросов пассивных частей конструкции и конструктивной реализацией отброса.

Учитывая влияние числа ступеней на конечную скорость (с фиксированной массой полезного груза) или на массу полезного груза (с фиксированной конечной скоростью), представляют интерес условия, при которых от использования ступенчатости РКН может быть достигнут максимальный эффект. Следует сразу же заметить, что влияние ступенчатости РКН на разные критерии эффективности сказывается различным образом.

Рассмотрим в качестве показателя эффективности массовую отдачу, т.е. относительную массу полезного груза. Возвращаясь к закономерности, рассмотренной выше (см. рис. 12.5) о наличии предельной скорости для одноступенчатых ракет, можно перенести использованные ранее аргументы на двухступенчатую ракету, т.е. показать, что и для двухступенчатой ракеты будет иметь место своя предельная скорость, которая, очевидно, будет выше, чем для одноступенчатой ракеты (рис. 13.1). Однако при относительно небольших скоростях и одинаковом энергетическом и массовом совершенстве ступеней более эффективной будет одноступенчатая ракета. Это объясняется тем, что при малых запасах топлива эффективность двухступенчатой РКН будет сдерживаться большим увеличением пассивной массы по сравнению с одноступенчатой

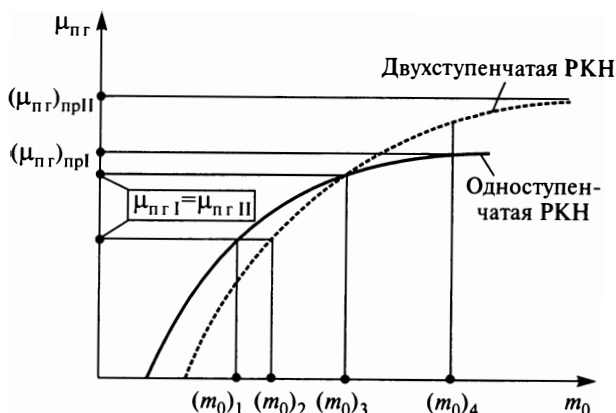


Рис. 13.1. Сравнение зависимостей конечных скоростей от стартовой массы одноступенчатой и двухступенчатой РКН

РКН (прежде всего, из-за двух комплектов двигателей — для каждой ступени, и средств разделения ступеней). Величина конечной скорости, начиная с которой эффективность двухступенчатой ракеты будет выше, чем одноступенчатой, может быть получена, если опираться на следующие рассуждения.

Массовая отдача одноступенчатой ракеты в идеальных условиях (т.е. при отсутствии атмосферы и без учета сил тяготения), как показано ранее, представляется следующим образом:

$$\mu_{пг} = 1 - (1 - e^{-v_k / I_{уд}})(1 + a_{т.о}) - \gamma_{дв} n_0 g_0. \quad (13.1)$$

Массовая отдача для двухступенчатой ракеты в тех же условиях, полагая, что каждой ступенью достигаются равные приращения скорости $\Delta v_1 = \Delta v_2 = \frac{v_k}{2}$, определяется по формуле

$$\mu_{пг} = [1 - (1 - e^{-v_k / (2I_{уд})})(1 + a_{т.о}) - \gamma_{дв} n_0 g_0]^2. \quad (13.2)$$

Приравнявая выражение (13.1) и (13.2):

$$1 - (1 - e^{-v_k / I_{уд}})(1 + a_{т.о}) - \gamma_{дв} n_0 g_0 = [1 - (1 - e^{-v_k / (2I_{уд})})(1 + a_{т.о}) - \gamma_{дв} n_0 g_0]^2 \quad (13.3)$$

и решая это равенство относительно v_k , получаем ее значение, при котором их эффективности равны и начиная с которой эффективность двухступенчатой ракеты будет выше:

$$v_{\kappa}^* = 2I_{уд} \ln \left(1 + \frac{\gamma_{дв} g_0 n_0}{a_{тo}} \right) \left(1 + \sqrt{1 - \frac{1 + \frac{\gamma_{дв} g_0 n_0}{1 + a_{тo}}}{1 + \frac{\gamma_{дв} g_0 n_0}{a_{тo}}}} \right). \quad (13.4)$$

При современном уровне техники значение этой скорости существенно меньше первой космической и поэтому представляет лишь теоретический интерес, указывая на определенную тенденцию.

Для многоступенчатых ракет, начиная с двухступенчатых, если исходить из понятия идеальной ракеты, можно сделать вывод, что чем чаще происходит отброс пассивной массы, тем массовая эффективность РКН будет выше, т.е. целесообразно как можно больше увеличивать число ступеней. В действительности это положение не всегда верно. С увеличением ступенчатости увеличивается и число ракетных блоков и, как следствие, резко возрастают пассивные массы: увеличивается количество двигателей, систем двигательной установки, корпусов хвостовых отсеков и т.д., что в конечном итоге перекрывает выигрыш от их отброса и приводит к уменьшению прироста скорости.

Принятие решений о количестве ступеней зависит от большого числа факторов, в первую очередь от энергетического и массового совершенства ракетных блоков ступеней. Прогресс в двигателестроении, в конструкционных материалах и других областях ракетной техники приводит к повышению энергетических характеристик РН и предоставляет большую свободу в выборе их ступенчатости, что позволяет за счет некоторого ухудшения грузоподъемности РН оптимизировать ее стоимость, надежность и т.п.

Рассмотрим вначале *задачу об оптимальном количестве ступеней* в предельно простой постановке, когда при известных энергетических и относительных массовых показателях, равных для всех ступеней, определяется их количество, соответствующее максимальной относительной грузоподъемности, т.е. $\max(\mu_{пг})$.

В этом случае

$$\begin{aligned} I_{уд\ n_1} &= I_{уд\ n_2} = \dots = I_{уд\ n_N} = I_{уд\ n}, \\ a_{тo_1} &= a_{тo_2} = \dots = a_{тo_N} = a_{тo}, \\ &\vdots \\ \mu_{пг_1} &= \mu_{пг_2} = \dots = \mu_{пг_N} = \mu_{пг}. \end{aligned} \quad (13.5)$$

Тогда (что будет доказано ниже)

$$\begin{aligned}\mu_{\kappa_1} &= \mu_{\kappa_2} = \dots = \mu_{\kappa_i} = \dots = \mu_{\kappa_N}, \\ \Delta v_{\kappa_1} &= \Delta v_{\kappa_2} = \dots = \Delta v_{\kappa_i} = \dots = \Delta v_{\kappa_N} = \frac{v_{\kappa}}{N},\end{aligned}\quad (13.6)$$

а относительная масса полезного груза при равенстве μ_{0_i} , как следует из (12.16) и (12.17),

$$\mu_{п.г} = \frac{m_{п.г}}{m_{0_1}} = \prod_{i=1}^N \mu_{0_{(i+1)}}, \quad (13.7)$$

где

$$\mu_{0_{(i+1)}} = \frac{m_{0_{i+1}}}{m_{0_i}} = \mu_{\kappa_i} - [a_{т.о_i} (1 - \mu_{\kappa_i}) + \gamma_{дв_i} n_{0_i} g_0] (1 + \mu_{с.у.д} + \mu_{пр_i}). \quad (13.8)$$

Приравняв (для упрощения последующих выкладок) второй сомножитель в выражении (13.8) к 1 (т.е. $\mu_{с.у} = \mu_{пр} = 0$) и пренебрегая влиянием относительной массы двигателя (т.е. $\gamma_{дв} = 0$), а также с учетом того, что из уравнения Циолковского следует выражение для относительной конечной массы

$$\mu_{\kappa} = e^{-\frac{\Delta v}{I_{уд}}}, \quad (13.9)$$

получим

$$\mu_{0_{(i+1)}} = 1 - (1 - e^{-v_{\kappa}/(NI_{уд})})(1 + a_{т.о}), \quad (13.10)$$

а для N ступеней с учетом (13.7)

$$\mu_{п.г} = [1 - (1 - e^{-v_{\kappa}/(NI_{уд})})(1 + a_{т.о})]^N. \quad (13.11)$$

Для определения оптимального значения N необходимо приравнять частную производную $\partial \mu_{п.г} / \partial N$ к нулю и решить затем полученное уравнение относительно N — так определяется оптимальное число ступеней N_{opt} , т.е. число, соответствующее максимуму $\mu_{п.г}$.

Решение этой задачи в аналитическом виде достаточно сложное, но его графическая интерпретация представлена на рис. 13.2. На этом рисунке обращает внимание тот факт, что при возрастании числа ступеней массовая отдача растет сначала быстро, а затем все медленнее по мере приближения к экстремуму.

Наличие оптимального числа ступеней имеет и простую физическую интерпретацию (рис. 13.3). При фиксированной стартовой

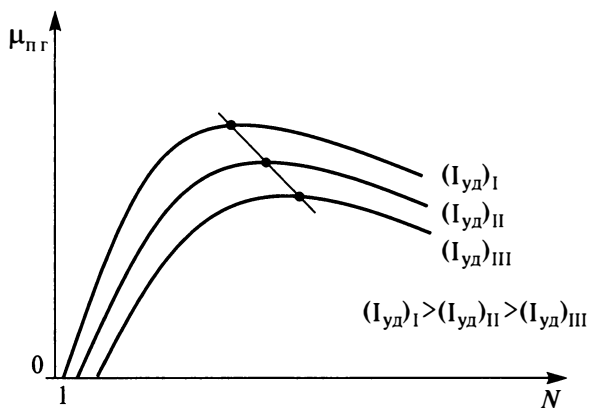


Рис. 13.2. Характер изменения массовой отдачи от количества ступеней

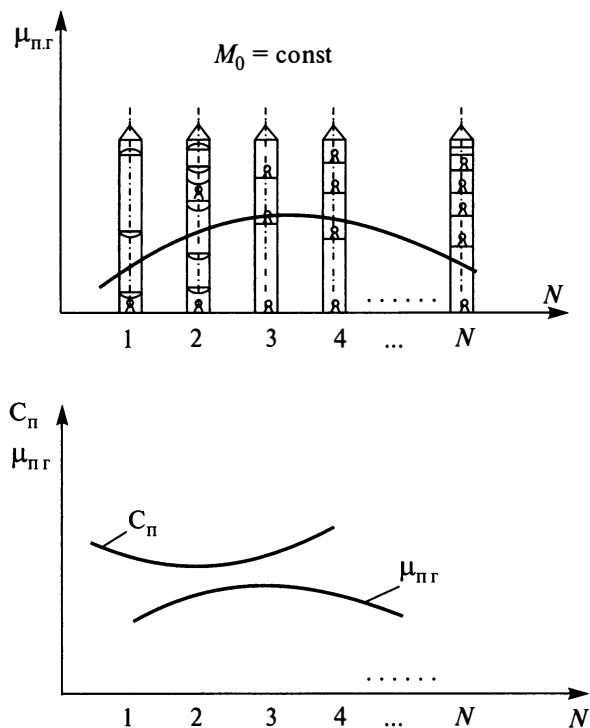


Рис. 13.3. Характер изменения массовой отдачи и стоимости пуска от количества ступеней

массе по мере ее деления на все большее число блоков увеличивается масса конструкции, а масса топлива соответственно уменьшается.

Пологость зависимости относительной массы полезного груза от числа ступеней в районе ее оптимального значения позволяет, поступившись массовой эффективностью, выбирать схемные решения РКН с меньшим числом ступеней в интересах повышения их надежности и снижения стоимости пуска.

Определение оптимального числа ступеней, если использовать в качестве критерия стоимость пуска или надежность, приводит, как правило, к уменьшению числа ступеней по сравнению с оптимальным с точки зрения относительной массы полезного груза (рассмотрено выше) по ряду причин:

- из-за упрощения конструктивно-компоновочной схемы, уменьшения числа ракетных блоков, двигателей и т.д. и, как следствие, снижения трудоемкости их изготовления;
- из-за уменьшения числа межблочных связей и переходных процессов, что повышает надежность РН и уменьшает стоимость ее создания;
- из-за улучшения эксплуатационных характеристик РН, связанного с уменьшением количества обслуживаемых агрегатов;
- из-за уменьшения потребного количества зон отчуждения для падения отработавших ракетных блоков, что в некоторых случаях играет решающую роль, так как для определенных мест старта и направления пусков увеличение количества зон отчуждения практически невозможно.

Имеются, однако, и факторы, не учтенные в предыдущих рассуждениях, которые сдерживают снижение числа ступеней. Прежде всего, это снижение чувствительности массы полезного груза к изменению энергетического и конструктивного совершенства по мере увеличения числа ступеней, а также наличие в ТЗ на разработку РКН требования о выведении полезных грузов на высокоэнергетические орбиты. Следует, однако, заметить, что в последнем случае предпочтительнее оказывается создание специализированных разгонных блоков, которые являются самостоятельными средствами выведения и входят в состав космической головной части РКН, не являясь при этом составной частью РН.

Учитывая, что количество вариантов при выборе числа ступеней весьма ограничено, для принятия решения обычно прибегают к численному анализу по каждому из них, позволяющему рассмотреть все указанные факторы.

В современной практике, в которой находят отражение вышеприведенные рассуждения, реально используются двух- и трехступенча-

тые РКН (реже четырехступенчатые). Это относится как к зарубежным, так и к отечественным РКН (см. табл. 12.1). РКН, в состав которых входят твердотопливные ракетные блоки, имеют, как правило, большее число ступеней по сравнению с РКН, имеющими только жидкостные ракетные блоки.

Для РКН с параллельно работающими ускорителями (т.е. с выполненными по схеме «пакет») требует решения проблема выбора количества ракетных блоков ускорителей первой ступени. Массовая эффективность диктует использование минимального их количества, т.е. двух (для РКН Ariane 5 и Titan-3С, для ТКА Space Shuttle). Однако требование по их транспортабельности может привести к большому их количеству (РКН «Союз»). К большому количеству ракетных блоков первой ступени может также привести требование по гибкости грузоподъемности (для РКН Ariane 4 и Delta) или унификации ракетных блоков в рамках семейства РКН разной грузоподъемности (семейство РН «Ангара»).

Эффективность ступенчатости во многом зависит от соотношения масс заправляемого топлива или, учитывая, что масса топлива составляет до 90% массы ступени, от соотношения стартовых масс ступеней μ_0 , т.е. от распределения масс по ступеням.

Распределение масс по ступеням определяется большим числом факторов, к которым, в первую очередь, следует отнести такие параметры по каждой ступени, как удельный импульс тяги двигательных установок (компонентов топлива), конструктивное совершенство топливных отсеков и двигателей, тяговооруженность, программа изменения угла тангажа, расположение и размер зон отчуждения и др.

Выбор значения относительных конечных масс ступеней, являющихся численными показателями распределения масс по ступеням, во многом определяется критерием, ориентируясь на который производят выбор. Ниже для определения оптимального распределения масс по ступеням в качестве критерия будет использована массовая эффективность РКН $\mu_{п.г.}$.

Сначала установим сам факт *существования оптимального распределения масс по ступеням*. Для этого обратимся к рис. 13.4, где на примере двухступенчатой РКН показан характер изменения массовой отдачи при фиксированном значении параметров конца активного участка. В предельных положениях (слева и справа на оси абсцисс) при $\mu_{0_2} = 0$ и $\mu_{0_2} = 1$ имеет место ситуация, характерная для двух одинаковых одноступенчатых аппаратов (если предположить, что все параметры, определяющие совершенство их ракетных блоков — $a_{т.о.}$, $\gamma_{дв}$ и т.д., — одинаковые). При непрерывной и дифференцируемой функции $\mu_{п.г.}(\mu_{0_2})$ с одинаковыми значениями функции на границах (в со-

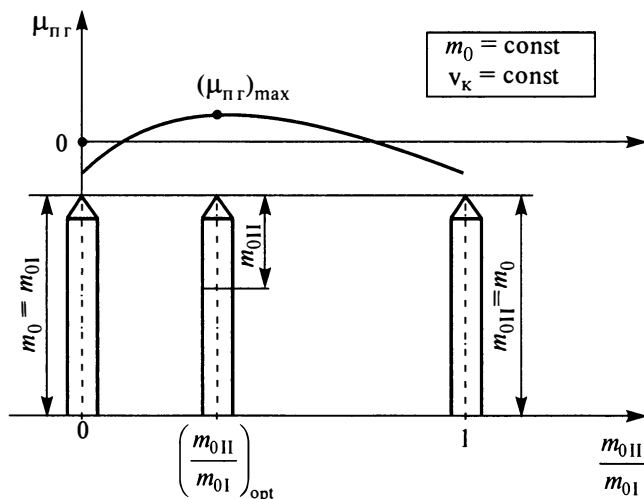


Рис. 13.4. Характер изменения массовой отдачи от соотношения масс ступеней

ответствии с теоремой Ролля) будет иметь место экстремум. Следовательно, существует такое соотношение масс, при котором $\mu_{п.г}$ имеет экстремальное значение.

Рассмотрим *задачу об оптимальном распределении масс* в более полной постановке. Задачу сформулируем следующим образом:

Определить величины μ_{0_i} для N -ступенчатой РН, при которых $\mu_{п.г}$ достигает максимальных значений.

Таким образом, целевая функция записывается следующим образом:

$$\mu_{п.г} = \prod_{i=1}^N \mu_{0_{(i+1)}}, \quad (13.12)$$

где $\mu_{0_{(i+1)}}$ определяется соотношением

$$\mu_{0_{(i+1)}} = \frac{m_{0_{i+1}}}{m_{0_i}} = \mu_{\kappa_i} - [a_{\tau o_i} (1 - \mu_{\kappa_i}) + \gamma_{дв_i} n_{0_i} g_0] (1 + \mu_{сy_{ид}} + \mu_{пр_i} + \mu_{с c_i}). \quad (13.13)$$

В качестве уравнения связи используем выражение для требуемой конечной скорости

$$v_{\kappa} = \sum_{i=1}^N \Delta v_i = - \sum_{i=1}^N I_{уд_i} \mu_{\kappa_i}. \quad (13.14)$$

Задачу будем решать методом неопределенных множителей Лагранжа, для чего запишем функцию Лагранжа в следующем виде:

$$L = \varphi(\mu_{\kappa_i}) + \lambda \psi(\mu_{\kappa_i}), \quad (13.15)$$

где $\varphi(\mu_{\kappa_i}) = \prod_{i=1}^N \mu_{пгi}$; λ — неопределенный множитель Лагранжа; $\psi(\mu_{\kappa_i})$ — дополнительная функция, которая на основе уравнения (13.10) записывается следующим образом:

$$\psi(\mu_{\kappa_i}) = \sum_{i=1}^N \Delta v_i + \sum_{i=1}^N I_{уд_i} \mu_{\kappa_i}. \quad (13.16)$$

Необходимые условия оптимальности:

$$\frac{\partial L}{\partial \mu_{\kappa_1}} = 0; \frac{\partial L}{\partial \mu_{\kappa_{II}}} = 0; \dots \frac{\partial L}{\partial \mu_{\kappa_i}} = 0; \dots \frac{\partial L}{\partial \mu_{\kappa_N}} = 0. \quad (13.17)$$

Преобразуем для удобства изложения уравнение (13.13), обозначив

$$a_i = 1 + a_{т.о_i} (1 + \mu_{сy_i} + \mu_{пр_i} + \mu_{с.с_i}); \quad (13.18)$$

$$b_i = (a_{т.о_i} + \gamma_{дв_i} n_{0_i} g_0) (1 + \mu_{сy_i} + \mu_{пр_i} + \mu_{с.с_i}).$$

Тогда

$$\mu_{0_{(i+1)}} = \mu_{\kappa_i} a_i - b_i. \quad (13.19)$$

Теперь получим выражение для производных отдельно для первого и второго слагаемых уравнения (13.15):

$$\frac{\partial \varphi}{\partial \mu_{\kappa_1}} = a_1 \prod_{i=1}^N \mu_{0_2} = a_1 \mu_{пг} \frac{1}{\mu_{\kappa_1} a_1 - b_1};$$

$$\vdots$$

$$(13.20)$$

$$\frac{\partial \varphi}{\partial \mu_{\kappa_N}} = a_N \mu_{п.г} \frac{1}{\mu_{\kappa_N} a_N - b_N};$$

$$\frac{\partial \psi}{\partial \mu_{\kappa_1}} = \lambda \frac{I_{уд_1}}{\mu_{\kappa_1}};$$

$$\vdots$$

$$(13.21)$$

$$\frac{\partial \psi}{\partial \mu_{\kappa_N}} = \lambda \frac{I_{уд_N}}{\mu_{\kappa_N}}.$$

Тогда, суммируя их, получим:

$$\begin{aligned}\frac{\partial L}{\partial \mu_{\kappa_1}} &= \mu_{\text{п.г}} \frac{a_1}{\mu_{\kappa_1} a_1 - b_1} + \lambda \frac{I_{\text{уд}_1}}{\mu_{\kappa_1}} = 0; \\ &\vdots \\ \frac{\partial L}{\partial \mu_{\kappa_N}} &= \mu_{\text{п.г}} \frac{a_N}{\mu_{\kappa_N} a_N - b_N} + \lambda \frac{I_{\text{уд}_N}}{\mu_{\kappa_N}} = 0.\end{aligned}\quad (13.22)$$

Поделив в системе (13.22) последнее уравнение на первое, а затем на второе и так до $N - 1$, получим выражения для относительных конечных масс:

$$\begin{aligned}\mu_{\kappa_1} &= \frac{b_1 a_N}{\left(1 - \frac{I_{\text{уд}_N}}{I_{\text{уд}_1}}\right) \mu_{\kappa_N} a_1 a_N + \frac{I_{\text{уд}_N}}{I_{\text{уд}_1}} b_N a_1} \mu_{\kappa_N}; \\ &\vdots \\ \mu_{\kappa_{N-1}} &= \frac{b_{N-1} a_N}{\left(1 - \frac{I_{\text{уд}_N}}{I_{\text{уд}_{N-1}}}\right) \mu_{\kappa_N} a_{N-1} a_N + \frac{I_{\text{уд}_N}}{I_{\text{уд}_{N-1}}} b_N a_{N-1}} \mu_{\kappa_N}.\end{aligned}\quad (13.23)$$

В общем случае в сочетании с (13.14) имеем N уравнений с N неизвестными, что является **общим решением задачи об оптимальном распределении масс** по ступеням при заданных значениях показателей энергетического и конструктивного совершенства ракетных блоков ступеней.

Нетрудно видеть, что при равенстве этих показателей от блока к блоку, т.е.

$$\begin{aligned}I_{\text{уд}_1} &= I_{\text{уд}_2} = \dots = I_{\text{уд}_i} = \dots = I_{\text{уд}_N} = I_{\text{уд}}; \\ a_1 &= a_2 = \dots = a_i = \dots = a_N = a; \\ b_1 &= b_2 = \dots = b_i = \dots = b_N = b,\end{aligned}\quad (13.24)$$

относительные конечные массы будут равны, т.е.

$$\mu_{\kappa_1} = \mu_{\kappa_2} = \dots = \mu_{\kappa_i} = \dots = \mu_{\kappa_N}. \quad (13.25)$$

Следовательно,

$$\Delta v_E = \Delta v_{\kappa_2} = \dots = \Delta v_{\kappa_i} = \Delta v_{\kappa_N} = \frac{v_{\kappa}}{N}. \quad (13.26)$$

Относительная масса полезной нагрузки при таких условиях соответственно равна

$$\mu_{\text{п.г}} = (\mu_{0(i+1)})^N, \quad (13.27)$$

что является одним из частных случаев решения рассматриваемой задачи.

Этот случай соответствует условию, когда массы ступеней меняются в геометрической прогрессии с показателем

$$\mu_{0(i+1)} = \frac{m_{0_{i+1}}}{m_{0_i}}. \quad (13.28)$$

В качестве примера запишем выражения для масс ступеней двухступенчатой и трехступенчатой РКН:

— для двухступенчатой

$$m_{0\text{II}} = \sqrt{m_{0\text{I}} m_{\text{п.г}}}; \quad (13.29)$$

— для трехступенчатой

$$\begin{aligned} m_{0\text{III}} &= \sqrt{m_{0\text{II}} m_{\text{п.г}}}, \\ m_{0\text{I}} &= \sqrt{m_{0\text{I}} m_{0\text{III}}}. \end{aligned} \quad (13.30)$$

Изменение показателей энергетического и конструктивного совершенства ракетных блоков влечет за собой соответствующее отклонение от приведенных выше соотношений. При этом имеется совершенно определенная тенденция к увеличению относительной массы той ступени, для которой совершенство выше (рис. 13.5).

Это значит, что чем выше удельные показатели какой-либо ступени по сравнению с другими ступенями, тем больше должна быть ее доля характеристической скорости и, соответственно, доля массы РКН, приходящаяся на нее. В табл. 13.1 приведены данные о распределении масс по ступеням для ряда отечественных РКН.

Во всех рассмотренных выше случаях, касательно как ступенчатости, так и распределения масс по ступеням, в качестве критерия эффективности, в качестве примера, использовалась «массовая» отдача (относительная масса полезного груза), что, как указывалось ранее, зачастую правомерно, особенно если речь идет о выборе параметров для фиксированного схемного решения. При таком подходе, однако, при сравнении вариантов с различными компонентами топлива или конструкционными материалами всегда будет получен однозначный

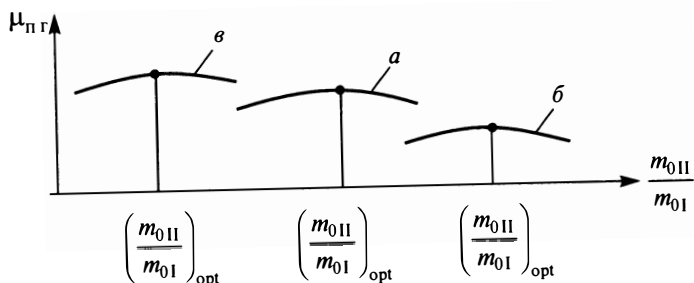


Рис. 13.5. Характер изменения массовой отдачи двухступенчатых РКН с различными типами ДУ:

α — ЖРД на ступенях I и II; β — ЖРД на ступени I, ЯРД на ступени II; ϵ — ЖРД на ступени I, ЯРД на ступени II

ответ: на всех ступенях выгоднее использовать самые эффективные компоненты топлива, самые эффективные конструкционные материалы и любые другие эффективные решения, способствующие повышению массовой отдачи.

Хорошо известно, что в подавляющем большинстве случаев более эффективные решения имеют и более высокую удельную стоимость, что чем эффективнее компоненты топлива — тем они дороже, чем эффективнее конструкционный материал — тем он дороже и т.д.

Внедрение более совершенных топлив и конструкционных материалов, безусловно, снизит массу РН (при фиксированной массе полезного груза) и снизит затраты, связанные с ее массой и размерами (в частности, некоторые составляющие затрат на космический ракетный комплекс), но при этом возрастут затраты на топливо и конструкционные материалы РН. Если использование более совершенного топлива приводит к расширению номенклатуры компонентов топлива, то возрастут и расходы на эксплуатацию ракеты; в результате экономический эффект может быть не достигнут.

В этой связи возникает **проблема выбора топлива** (как и конструкционных материалов) с учетом их позитивного влияния на массовую отдачу и негативного эффекта от повышения затрат. Решение этой проблемы при всей ее кажущейся простоте требует внимательного анализа, который бы позволил «взвесить» эти противоречащие факторы и мог бы привести к компромиссному решению. Прежде всего следует ответить на вопрос: при каких условиях следует рассчитывать на эффект от использования более совершенных топлив и какая стратегия использования более совершенных в массовом отношении решений по ступеням РКН позволит достичь максимального экономического эффекта? Рассмотрим представленные на рис. 13.6 данные о

Распределение масс по ступеням для некоторых отечественных РКН

Название РКН	Число ступеней	Масса ступени, т	Относительные массы, $\mu_{0(i+1)} = \frac{m_{0i+1}}{m_{0i}}$
«Энергия»	2	$m_{0I} = 2400$ $m_{0II} = 718$ $m_{п.г} = 96$	0,3 0,13
«Протон»	3	$m_{0I} = 716$ $m_{0II} = 260$ $m_{0III} = 94$ $m_{п.г} = 20,6$	0,363 0,362 0,38
«Зенит-2»	2	$m_{0I} = 460$ $m_{0II} = 103$ $m_{п.г} = 13$	0,226 0,125
«Союз»	3	$m_{0I} = 306$ $m_{0II} = 96$ $m_{0III} = 32$ $m_{п.г} = 7$	0,314 0,33 0,22
«Космос-3М»	2	$m_{0I} = 109$ $m_{0II} = 22,5$ $m_{п.г} = 1,5$	0,206 0,07
«Рокот»	2	$m_{0I} = 107$ $m_{0II} = 19,7$ $m_{п.г} = 8,45$	0,184 0,43

распределении приращения скоростей, масс и стоимостей для гипотетической трехступенчатой РКН. Из рис. 13.6 следует, что, с точки зрения массовой отдачи, использование более совершенных решений равноценно, независимо от номера ступени, так как приращение скоростей на каждой из них дает приблизительно одинаковый эффект, а увеличение абсолютных затрат будет тем больше, чем больше масса ракетных блоков, т.е. самые большие для ракетного блока первой ступени, затем для ракетного блока второй ступени и наименьшие для

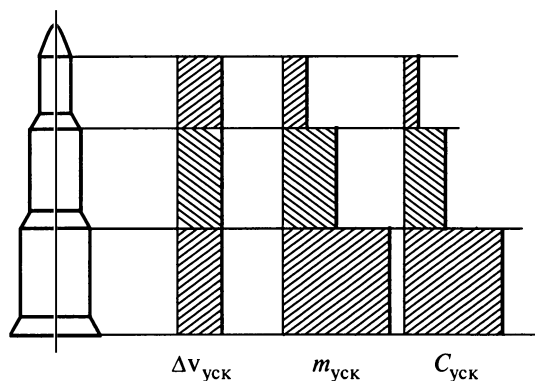


Рис. 13.6. Характер распределения приращений скорости, масс и стоимостей ускорителей для трехступенчатой РКН

ракетного блока третьей ступени. Это означает, что при одном и том же энергетическом эффекте масса дорогого топлива будет минимальна для самой верхней ступени. Наибольший экономический эффект следует ожидать прежде всего от использования более совершенных (и более дорогих) топлив и конструкционных материалов вначале на верхней ступени, а экономическая эффективность их распространения на более низкие ступени будет зависеть от того, насколько высока стоимость этих топлив и материалов. Чем меньше разница в удельных стоимостях традиционного и внедряемого решений, тем большую часть ступеней охватят новые решения.

Примером компромисса между массовой эффективностью и стоимостью является отечественная РКН «Энергия», американский ТКА Space Shuttle и западно-европейская РКН Ariane 5. На каждой из них на первой ступени используются дешевые и относительно неэффективные топлива, а на ракетных блоках вторых ступеней — высокоэффективный и дорогой водород в качестве горючего.

Обобщая изложенные выше положения, можно сформулировать следующие закономерности относительно выбора топлива и распределения масс по ступеням.

- Для идеализированной многоступенчатой РКН, двигающейся вне атмосферы и поля тяготения и имеющей одинаковые удельные показатели (импульсы тяги, относительные массы топливных отсеков, относительные массы двигателей и т.д.) по ступеням, максимальная массовая отдача будет достигаться при условии, что характеристические скорости каждой ступени будут одинаковы.

- Различия в условиях полета каждой ступени, а также различия в удельных показателях приводят к определенным различиям и в рас-

пределении масс по ступеням: чем выше удельные показатели какой-либо ступени по сравнению с другими ступенями, тем больше должна быть доля ее характеристической скорости и, соответственно, доля массы РКН, приходящаяся на нее.

- При переходе от традиционных к высокоэнергетическим и более дорогим топливам такое топливо следует использовать, начиная прежде всего с верхних ступеней.

Список литературы

13.1. **Основы** проектирования летательных аппаратов (транспортные системы): учебник для технических вузов / В.П. Мишин, В.К. Безвербый. Б.М. Панкратов и др.; под ред. В.П. Мишина. М.: Машиностроение, 1985. 360 с.

13.2. **Шеверов Д.Н.** Проектирование беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1979. 200 с.

13.3. **Мишин В.П., Паничкин Н.И.** Основы авиационной и ракетно-космической техники: учебное пособие. М.: Изд-во МАИ, 1998. 228 с.

ФОРМИРОВАНИЕ ПРОГРАММЫ ДВИЖЕНИЯ РКН

Программа движения. Программа угла тангажа. Программа угла атаки. Оптимальная начальная тяговооруженность. Программа режима работы двигательной установки

Выведение РКН характеризуется изменением во времени целого ряда параметров и функций, которые при фиксированных кинематических параметрах конца активного участка определяют ее эффективность. Под эффективностью в основном будет пониматься относительная масса полезного груза, которая часто используется в качестве критерия в проектно-баллистических исследованиях.

При фиксированном числе ступеней и принятых в качестве исходных данных удельных импульсах двигательных установок по ступеням массовая эффективность РКН во многом определяется гравитационными потерями скорости, составляющими до 90% от общих потерь. Этим объясняется значимость *программы движения ракеты*, под которой будем понимать взаимосвязанные программы угла тангажа и режима работы двигателей. Заметим, что последняя программа в случае нерегулируемого двигателя представляется постоянным по времени уровнем тяги, отношение которой к текущей массе принято называть тяговооруженностью, а в момент старта — начальной тяговооруженностью.

Ниже рассмотрена степень влияния на гравитационные потери программы движения в различных ее реализациях и возможности по ее управлению с целью достижения максимального эффекта.

В ряду факторов, определяющих величину скорости, как это следует из результатов интегрирования уравнений движения (см. гл. 12), на первом месте (с учетом значимости) находятся начальные тяговооруженности ступеней и программа угла тангажа, от которых зависит самая существенная часть потерь — гравитационные потери:

$$\Delta v_{\text{гр}} = I_{\text{уд}_n} \frac{1}{n_0} J_1, \quad (14.1)$$

где $J_1 = \int_{\mu_k}^1 \sin \theta d\mu$.

Для вертикально двигающейся ракеты ($\theta = 90^\circ$) после интегрирования получим

$$J_1 = 1 - \mu_k, \quad (14.2)$$

а гравитационные потери, следовательно, имеют максимально возможное значение:

$$\Delta v_{\text{гр}} = I_{\text{удн}} \frac{1 - \mu_k}{n_0}. \quad (14.3)$$

Из (14.3) следует, что конечная скорость ракеты, движущейся вертикально в поле тяготения, тем больше, чем с большей тяговооруженностью (перегрузкой) она стартует. Максимальная конечная скорость достигается при бесконечной стартовой тяговооруженности, что соответствует мгновенному сжиганию топлива. При этом исключаются потери скорости на преодоление сил тяготения и конечная скорость становится равной ее конечной скорости при полете вне поля действия сил тяготения, т.е. имеет место простое объяснение: гравитационные потери тем меньше, чем быстротечнее полет, продолжительность которого в значительной степени зависит от величины начальной тяговооруженности.

Минимально возможные гравитационные потери $\Delta v_{\text{гр}} = 0$ будут иметь место для горизонтально двигающейся ракеты ($\theta = 0$), что также имеет простое объяснение — силы тяжести никак не влияют на скорость, так как их действие перпендикулярно вектору скорости.

Из этих соображений следует, что влияние тяговооруженности будет проявляться в зависимости от изменения угла траекторного угла θ в функции времени (или μ) или от изменения угла тангажа (программы угла тангажа), связанного с траекторным углом через угол атаки α :

$$\varphi = \theta + \alpha. \quad (14.4)$$

На атмосферном участке движения первых ступеней многоступенчатых РКН для проектно-баллистического анализа на начальных стадиях проектирования может быть рекомендована близкая к оптимальной *программа угла тангажа* в следующем виде (рис. 14.1, а):

$$\begin{aligned} \varphi &= \frac{\pi}{2} \quad \text{при } 0 \leq t \leq t_0; \\ \varphi &= \varphi_k + \frac{\frac{\pi}{2} - \varphi_k}{(t_k - t_0)^2} (t_k - t)^2 \quad \text{при } t_0 \leq t \leq t_k, \end{aligned} \quad (14.5)$$

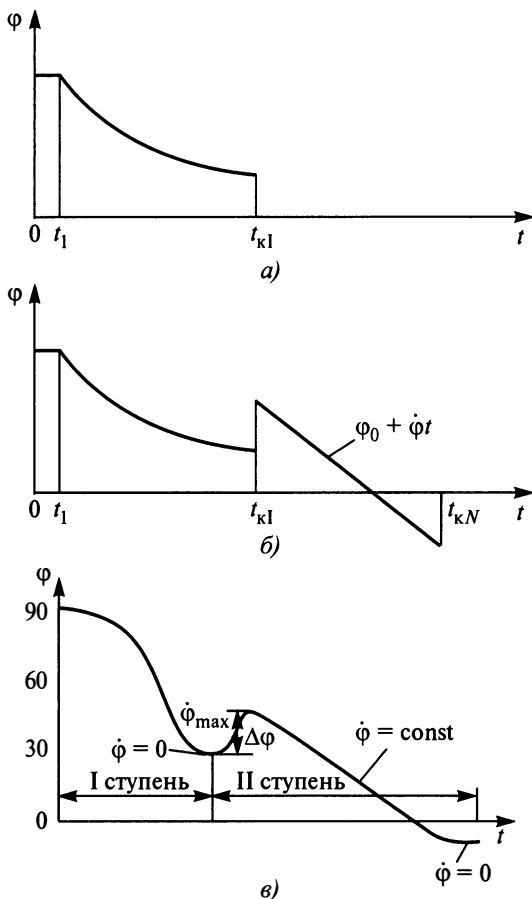


Рис. 14.1. Программа угла тангажа

где t_0 и t_k — начало отработки угла тангажа и время конца участка соответственно; φ_k — угол тангажа в конце участка.

Для последующих, после первой, ступеней многоступенчатых РКН оптимальная (с позиции массовой отдачи) программа угла тангажа с достаточно большой точностью может быть представлена линейной зависимостью (рис. 14.1, б):

$$\varphi = \varphi_0 + \dot{\varphi}t.$$

Возможности выбора программы угла тангажа в большой степени связаны с упомянутыми ранее ограничениями (см. гл. 9). На

рис. 14.1, в представлена в большей степени приближенная к реальной программа угла тангажа, которая характерна «сглаживанием» зависимостей, представленных на рис. 14.1, а и б для удовлетворения ограничительных требований.

Как следует из графика на рис. 14.1, в, в конце работы первой ступени выполняется условие по равенству нулю первой производной $\dot{\varphi} = 0$, и если между конечным значением для I ступени и начальным значением для II ступени существует разница $\Delta\varphi$, то происходит «сглаживание» программы (разворот с максимально допустимой скоростью, $\dot{\varphi}_{\max}$), а также обеспечивается постоянство угла тангажа в конце работы каждой ступени, предшествующем разделению ступеней или отделению полезного груза.

Перечень реальных ограничений, особенно если это касается атмосферного участка полета, существенно больше, что связано со значительными скоростными напорами, характерными для РКН, и их влиянием на механические и тепловые нагрузки, на процессы разделения ступеней и др.

Ниже эти вопросы рассматриваются более подробно совместно с задачей выбора программ угла тангажа и режимов работы двигательных установок. В более общей постановке задачи формирования программы движения к требованиям и ограничениям, не зависящим от типа ракеты с вертикальным стартом, относятся:

- вертикальный старт и определенная продолжительность вертикального полета;
- нулевые углы атаки в районе скоростей полета, близких к звуковым ($0,7 < M < 1,3$);
- непрерывность $\varphi(t)$ и $\dot{\varphi}(t)$ и ограниченность $\ddot{\varphi}(t)$;
- падение всех ступеней в определенные районы (зоны отчуждения);
- ограничения на максимальный скоростной напор;
- ограничения на произведение угла атаки на скоростной напор;
- ограничения на скоростной напор в момент разделения ступеней;
- ограничения на тепловой поток;
- ограничения на величину продольной перегрузки;
- специальные условия, зависящие от способов разделения и от конкретных характеристик системы управления.

Этот перечень следует понимать как типовой, который в практической реализации может быть существенно расширен. Целый ряд ограничений, включая вышеприведенные, связан с величиной угла атаки, точнее, с изменением угла атаки (программы угла атаки) в процессе движения РКН в атмосфере. В таком случае можно говорить не

о выборе программы тангажа, а о выборе *программы угла атаки*, которые связаны соотношением (14.4) и, следовательно, можно рассматривать ограничения на программу угла атаки, которые, естественно, вытекают из ранее упомянутых:

- угол атаки на участке вертикального полета равен 0;
- угол атаки в диапазоне трансзвуковых скоростей полета равен 0;
- нулевые углы атаки находятся в районе максимальных скоростных напоров;
- нулевые углы атаки — перед разделением и в момент разделения.

Перечисленные условия могут быть выполнены при соответствующих значениях угла атаки в следующей программе:

$$\alpha = 0 \quad \text{при} \quad M < M_1 = 0,05...0,15;$$

$$\alpha = \bar{\alpha}K(K-2) \quad \text{при} \quad M \geq M_1; \quad (14.6)$$

$$K = 2 \exp(M_1 - M),$$

где $\bar{\alpha}$ — предельное значение угла атаки на дозвуковом участке траектории; a — постоянный коэффициент, который выбирается таким, чтобы при $M = 0,6...0,8$ угол атаки становился практически равным нулю ($a \approx 5$).

Эта зависимость, по существу, от одного параметра — предельного значения угла атаки $\bar{\alpha}$. Она задает угол в виде кривой (рис. 14.2), достаточно быстро достигающей своего максимального (по модулю) значения, а затем медленно убывает до нуля. Величина предельного угла атаки, как и характер его изменения, во многом определяет характер траектории и действующие на ракету нагрузки.

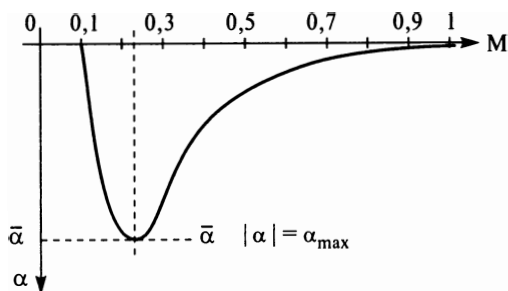


Рис. 14.2. Зависимость угла атаки от числа M

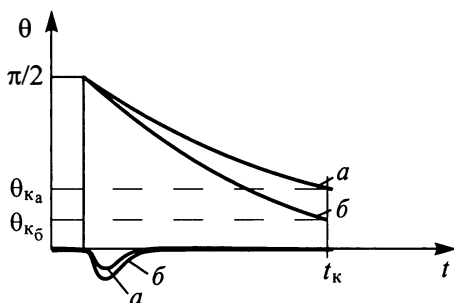


Рис. 14.3. Характер взаимной зависимости углов атаки и тангажа

На рис. 14.3 показаны зависимости траекторного угла от времени, конечное значение которого $\theta_{к1}$ зависит исключительно от предельного значения угла атаки $\bar{\alpha}$. Чем больше $\bar{\alpha}$, тем более пологая траектория реализуется. Из приведенных рассуждений и графиков следует прямая связь между максимальным (по модулю) значением угла атаки и конечным траекторным углом, что позволяет использовать в проектно-баллистическом анализе как свободный параметр только один из них.

Кроме того, если на начальных этапах анализа исключить из рассмотрения вышеприведенные ограничения, то такой параметр является единственным свободным, так как на второй ступени оптимальная программа угла тангажа зависит от двух параметров ($\phi_0, \dot{\phi}$), величины которых при его фиксированном значении однозначно определяются параметрами орбиты выведения. Следовательно, можно сказать, что экстремальная задача по выбору оптимальной программы угла тангажа для РКН является однопараметрической. В частности, величина угла $\theta_{к1}$ может выбираться из условия выведения максимальной массы полезного груза.

Такое решение для реальных условий на практике, как правило, не реализуется, так как зачастую не позволяет удовлетворить следующим, очень существенным ограничениям:

- падение ракетных блоков первой ступени в заданной зоне;
- ограничение по максимальным скоростным напорам;
- ограничение скоростных напоров на момент разделения, которые ограничивают диапазоны изменения траекторного угла в конце работы первой ступени (а следовательно, и предельного значения угла атаки $\bar{\alpha}$).

Так как дальность падения отработавшего блока зависит от его аэродинамических характеристик, скорости и угла бросания в момент отделения, то выполнение первого условия может достигаться как за

счет отказа от оптимальной программы угла атаки (тангажа), так и за счет изменения относительной массы I ступени. На практике выбирается такое их сочетание, которое при выполнении этого условия приводит к лучшему результату, в частности, к минимальным потерям массы полезного груза.

Что касается двух остальных ограничений, то они с меньшими потерями в массе полезного груза могут быть удовлетворены дросселированием тяги в соответствующие моменты времени.

Возвращаясь к соотношению (14.1), из которого следует, что влияние тяговооруженности будет проявляться в зависимости от изменения траекторного угла θ , определим степень этого влияния. Учитывая, что основную долю потерь скорости (до 90%) составляют именно гравитационные потери, то можно пренебречь, с незначительными потерями в точности, остальными потерями и принять в качестве критерия приращение скорости на единицу затрат рабочего тела $\frac{dv}{dm_\tau}$, что согласуется с критерием массовой отдачи.

Уравнение для ускорения в скоростной системе координат при сделанных допущениях примет вид:

$$\frac{dv}{dt} = \frac{P}{m} - g \sin \theta. \quad (14.7)$$

Преобразуем это выражение, умножив и разделив левую часть на dm :

$$\frac{dv}{dt} \frac{dm}{dm} = \frac{P}{m} - g \sin \theta. \quad (14.8)$$

С учетом того, что $\frac{dm}{dt} = \frac{I_{y\lambda}}{P}$, получаем:

$$\frac{dv}{dm} = \left(\frac{P}{m} - g \sin \theta \right) \frac{I_{y\lambda}}{P}. \quad (14.9)$$

Дифференцируя выражение для $\frac{dv}{dm_\tau}$ по тяге и приравнявая его к 0, получаем выражения для экстремума:

$$\frac{d}{dP} \left(\frac{dv}{dm_\tau} \right) = \frac{m - P \frac{dm}{dP}}{m^2} \frac{I_{y\lambda}}{P} - \left(\frac{P}{m} - g \sin \theta \right) \frac{I_{y\lambda}}{P^2} = 0. \quad (14.10)$$

С учетом того, что $\frac{dm}{dP} = \gamma_{\text{дв}}$ и $g = g_0 \left(\frac{R}{R+H} \right)^2$,

$$P_{\text{опт}} = m \frac{R}{R+H} \sqrt{g_0 \frac{\sin \theta}{\gamma_{\text{дв}}}}, \quad (14.11)$$

а оптимальная тяговооруженность после деления левой и правой частей на текущее значение силы тяжести mg будет представлена в виде

$$n_{\text{опт}} = \frac{R+H}{R} \sqrt{\frac{1}{g_0} \frac{\sin \theta}{\gamma_{\text{дв}}}} \approx \sqrt{\frac{1}{g_0} \frac{\sin \theta}{\gamma_{\text{дв}}}}. \quad (14.12)$$

Полученное выражение указывает на существенную зависимость оптимальной тяговооруженности от траекторного угла и массового совершенства конструкции двигателя. Оно достаточно хорошо отражает характер изменения тяговооруженности для некоторой модельной ракеты с непрерывным изменением тяги и пассивной массы конструкции. Но такие допущения, особенно второе из них (о непрерывном изменении пассивной массы конструкции), не позволяют использовать это выражение для вычисления начальной тяговооруженности ракет с постоянной тягой и постоянной массой конструкции в пределах работы каждой из ступеней.

Тем не менее, полученная зависимость дает определенный ориентир на уменьшение тяговооруженности, в том числе и начальной ее величины, по мере уменьшения траекторного угла. Это особенно проявляется у РКН, у которых угол наклона траектории изменяется от 90° до 0 . Более детальные исследования этой проблемы и примеры из отечественной и зарубежной практики указывают на то, что начальная тяговооруженность по ступеням уменьшается от ступени к ступени по мере увеличения ее порядкового номера; также как от ступени к ступени уменьшается и среднеинтегральный наклон траектории. Диапазоны изменений начальных тяговооруженностей для созданных ранее зарубежных и отечественных выглядят следующим образом (для трехступенчатых РКН):

1,25...2,0 — для первых ступеней;

0,7...0,9 — для вторых ступеней;

0,3...0,6 — для третьих ступеней.

Большие значения тяговооруженностей характерны для РКН с РДТТ и РКН легкого класса.

Аналитическое выражение для оптимальной тяговооруженности без упрощения системы уравнений, описывающих движение РКН в

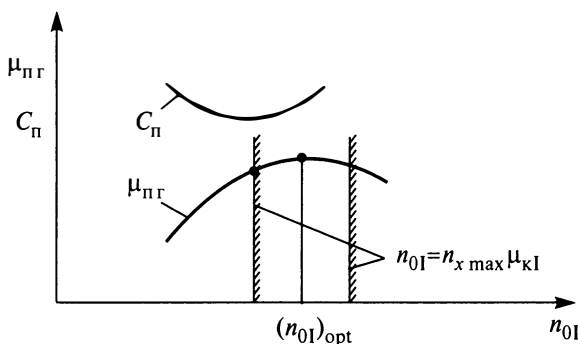


Рис. 14.4. Характер зависимости относительной массы полезного груза от начальной тяговооруженности

процессе выведения, получить не удастся, т.е. точное решение этой задачи требует численного анализа для поиска экстремума функции $\mu_{п.г} = \mu_{п.г}(n_{0i})$ или другой функции, подобной этой. Численное решение такой задачи указывает на определенные закономерности, не противоречащие выше сформулированным выводам. На рис. 14.4 приведен характер зависимостей такой функции для первой ступени. Зависимости для последующих ступеней имеют аналогичный характер, но при этом наблюдается их монотонное уменьшение от ступени к ступени.

Для численного анализа в качестве первого приближения можно рекомендовать приведенные выше диапазоны изменений тяговооруженностей, а также статистический материал по известным РКН или проектам.

В табл. 14.1 представлены данные о начальных тяговооруженностях ступеней ряда отечественных РКН.

Следует отметить, что в ряде случаев величину начальной тяговооруженности ограничивает условие непревышения некоторого допустимого предельного значения конечной перегрузки, т.е. $n_{кi} \leq n_{max}$. Так как величина конечной перегрузки в случае нерегулируемого двигателя однозначно связана с начальной тяговооруженностью, то величина начальной тяговооруженности может быть получена после следующих преобразований:

$$n_{кi} = \frac{n_{0i}}{\mu_{кi}}, \quad (14.13)$$

откуда $n_{0i} \leq n_{x max} \mu_{кi}$.

Начальные тяговооруженности отечественных РКН

Название РКН	Число ступеней	Масса ступени, т	Тяга двигателей, кН	Начальная тяговооруженность
«Энергия»	2	$m_{0I} = 2400$	34840	1,48
		$m_{0II} = 718$	7844	1,1
«Протон»	3	$m_{0I} = 716$	9520	1,36
		$m_{0II} = 260$	2330	0,91
		$m_{0III} = 94$	613	0,66
«Зенит-2»	2	$m_{0I} = 460$	7257	1,61
		$m_{0II} = 103$	912	0,9
«Союз»	3	$m_{0I} = 306$	4065	1,35
		$m_{0II} = 96$	941	1,0
		$m_{0III} = 32$	304	0,97
«Космос-3М»	2	$m_{0I} = 109$	1480	1,38
		$m_{0II} = 22,5$	158	0,72
«Рокот»	2	$m_{0I} = 107$	1880	1,8
		$m_{0II} = 19,7$	255	1,32

Предельно допустимое значение перегрузки определяется характером полезного груза и регламентируется в тактико-технических требованиях. В частности, для пилотируемых РКН она составляет 3...4, для беспилотных РКН, как правило, больше: 5...6.

Из рис 14.4, на котором отражено такое ограничение, следует, что для нее будет принято значение начальной тяговооруженности, равное $n_{0I} = n_{x \max} \mu_{K1}$.

Учитывая тот факт, что зависимости $\mu_{пг} = \mu_{пг}(n_{0I})$ в районе экстремума имеют пологий характер, без особых потерь по массе полезного груза можно принимать решения по выбору двигателей меньших тяг по сравнению с оптимальными, что способствует снижению стоимости РН, а также решения в пользу других показателей (например, снижение уровня тяги с целью повышения надежности).

Соотношение (14.13) и большая часть статистических данных относятся к случаям с нерегулируемым двигателем. Последнее обстоятельство объясняется тем, что первые поколения жидкостных ракет-

ных двигателей, преимущественно используемых в отечественных РН, практически не допускали изменения уровня тяги из-за большого риска отказа.

Со временем из-за острой необходимости в регулировании тяги с целью снижения величин максимального скоростного напора и скоростного напора в момент разделения ступеней, снижения уровня тяги в конце работы последней ступени для уменьшения импульса последствия тяги, а также снижения продольных перегрузок в конце работы ступени, были созданы двигатели, допускающие достаточно большое изменение уровня тяги (прежде всего дросселирования) с малыми потерями при определенном коэффициенте дросселирования.

Появление возможности дросселирования тяги и достижение благодаря этому определенного приращения в массовой отдаче позволяет рассматривать степень дросселирования, которая определяется как отношение используемой величины тяги к номинальному ее значению:

$$K_{\text{др}} = \frac{P}{P_{\text{ном}}}, \quad (14.14)$$

как еще один весьма существенный фактор, требующий учета уже на начальных этапах проектно-баллистического расчета. Так как реализация дросселирования связана с соответствующим изменением массового расхода, то в задачах проектно-баллистического анализа обычно под степенью дросселирования понимают соотношение текущего и номинального расходов топлива

$$K_{\text{др}} = \frac{\dot{m}(t)}{\dot{m}_{\text{ном}}}, \quad (14.15)$$

которое принято называть *программой режима работы двигательной установки*.

На рис. 14.5 представлен фрагмент циклограммы двигателя, обладающего возможностями дросселирования, в районе максимального скоростного напора и в конце работы ступени. Во втором случае представлена возможность ступенчатого дросселирования, когда степень дросселирования выбирается такой, чтобы траектория движения заканчивалась на как можно больших высотах, т.е. в условиях малой плотности атмосферы и непрерывного уменьшения тяги пропорционально относительной массе РН.

Следует отметить, что под дросселированием здесь понимается не только режим перехода двигателей на уменьшенный расход топлива,

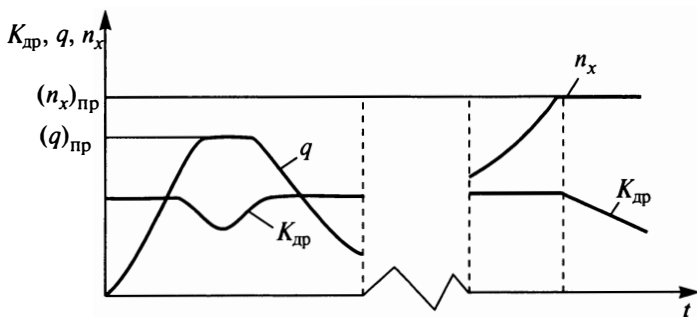


Рис. 14.5. Характер влияния дросселирования тяги на скоростной напор и продольную перегрузку

но также и выключение части двигателей многодвигательной ДУ. В первом случае уменьшение расхода топлива может повлечь за собой снижение удельного импульса тяги. В таком случае коэффициент дросселирования будет являться дополнительной характеристикой двигателя и должен быть учтен в выражении для удельного импульса тяги, как

$$I_{уд} = I_{уд}(K_{др}), \quad (14.16)$$

например,

$$I_{уд} = I_{уд} - \dot{I}_{уд}(1 - K_{др}), \quad (14.17)$$

где $\dot{I}_{уд}$ — производная изменения удельного импульса тяги по величине $(1 - K_{др})$.

Задача определения режимов работы двигателей относится к задачам математической теории оптимального управления. Для участка движения в атмосфере такая задача еще недостаточно хорошо изучена. Из известных результатов, имеющих практический интерес, следует, что эффект от дросселирования достигается в основном от использования его для удовлетворения ограничительных условий при относительно высоких уровнях начальной тяговооруженности. Что касается работы двигателей вне атмосферы, то имеются результаты по формированию программы дросселирования с использованием методов оптимального управления, имеющие ясную физическую трактовку. В частности, доказано, что применительно к программе режимов работы ДУ оптимальной будет представляться последовательность режимов на максимальной и минимальной тягах (включая случай равенства мини-

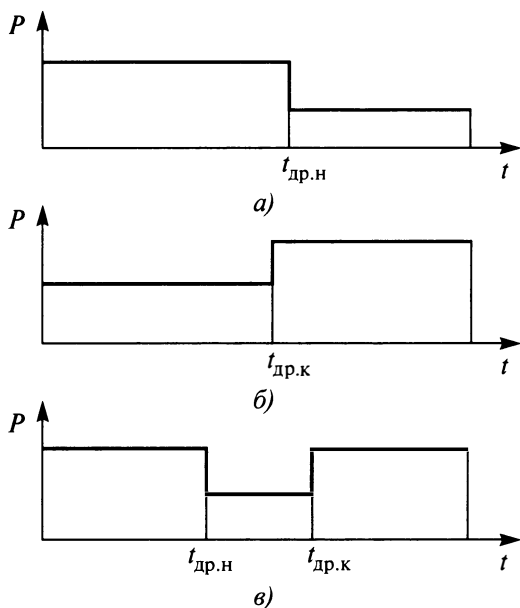


Рис. 14.6. Варианты циклограмм ДУ с дросселированием тяги:

$t_{\text{др.н}}$ и $t_{\text{др.к}}$ — время начала и конца дросселирования

мальной тяги нулю). Из множества возможных вариантов такой последовательности для практики представляют интерес три варианта, представленные на рис. 14.6.

Реализация представленных программ зависит от двух основных факторов: высоты орбиты выведения и угла наклона конечного вектора скорости относительно стартовой системы координат.

Влияние высоты орбиты выведения на выбор программы работы двигателя можно охарактеризовать следующим образом:

- для низких орбит и характерных для современных РКН значений начальных тяговооруженностей оптимальным является режим постоянной (максимальной) тяги (рис. 14.6, а);
- по мере увеличения высоты выведения более приемлемой становится режим с дросселированием тяги после режима номинальной тяги (рис. 14.6, б);
- для каждой РКН можно указать такую высоту орбиты, на которую она не может подняться на режиме максимальной тяги; в этом случае следует вводить участок движения с нулевой тягой («пассивный» участок) (рис. 14.6, в).

Влияние угла наклона конечного вектора скорости относительно стартовой системы координат сказывается при выведении на некоторые специфические орбиты, к которым, например, можно отнести эллиптические рабочие орбиты спутников связи «Молния», перицентр которых расположен в южном полушарии. При большой угловой дальности между точкой старта, характерной для отечественных РКН, и радиус-вектором перицентра этой орбиты, составляющей более 180° , непрерывное выведение на режиме максимальной тяги практически невозможно, что предопределяет для таких схем выведения включение участков движения с нулевой тягой, т.е. пассивных участков.

Дросселирование тяги нашло свое применение кроме рассмотренных выше случаев, характерных для последовательной работы двигательных установок ступеней, при формировании циклограмм ДУ параллельно работающих ускорителей. Специфика использования дросселирования встречается при выборе режима работы двигателей второй ступени. На практике интерес представляет режим работы, представленный на рис. 14.6, б.

В отечественной практике известно, как минимум, два примера использования такого режима: в проектах РКН «Энергия-М» и РКН «Ангара-5».

В проекте РКН «Энергия-М» это позволяет при использовании на второй ступени двигателей с высоким уровнем тяги избежать проблем с выполнением условий по максимальному скоростному напору на участке работы первой ступени и способствует более рациональной, с точки зрения массовой эффективности, выработке компонентов топлива с различными удельными импульсами тяги. Вначале расходуется топливо с меньшим удельным импульсом, а затем — топливо с большим удельным импульсом тяги.

В проекте РКН «Ангара-5» это позволяет использовать в качестве ракетных блоков I и II ступеней универсальный ракетный модуль с одинаковой заправкой топлива. Благодаря достаточно глубокому дросселированию тяги ракетного блока II ступени в нем ко времени отделения ракетных блоков I ступени остается запас топлива, необходимый для продолжения функционирования второй ступени.

Список литературы

14.1. **Баллистические ракеты и ракеты-носители:** пособие для студентов вузов / О.М. Алифанов, А.Н. Андреев, В.Н. Гушин и др.; под ред. О.М. Алифанова. М.: Дрофа, 2004. 512 с.

14.2. **Карраск В.К.** Проектирование конструкций летательных аппаратов (Выбор основных проектных решений и параметров): учебное пособие. М.: МАИ, 1987. 84 с.

14.3. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы): учебник для технических вузов / В.П. Мишин, В.К. Безвербый, Б.М. Панкратов и др.; под ред. В.П. Мишина. М.: Машиностроение, 1985. 360 с.

14.4. Мишин В.П., Паничкин Н.И. Основы авиационной и ракетно-космической техники: учеб. пособие. М.: МАИ, 1998. 228 с.

Массовая сводка. Метод массовых соотношений. Метод удельных показателей. Аналитический метод. Примеры структур массовой сводки и расчетов ее составных частей

Для любого летательного аппарата — дирижабля, самолета, ракеты или космического аппарата — масса является одной из ключевых характеристик. Значение массы проявляется в высокой чувствительности всех тактико-технических характеристик к изменению ее величины, а масса аппарата, в свою очередь, весьма чувствительна ко всем изменениям в аппарате.

Масса РКН далеко не всегда может быть показателем эффективности проектного решения, так как в настоящее время на первый план выходит критерий «эффективность — стоимость». Однако в любой ситуации масса РКН является стабильным показателем технического совершенства аппарата. Кроме того, при выборе проектных параметров РКН при фиксированном схемном решении меньшая масса, как правило, соответствует меньшей стоимости, что легко объясняется тем фактом, что составляющие стоимости аппарата возрастают с увеличением массы аппарата в целом. Это относится и к стоимости отдельных агрегатов и узлов, а также к стоимости топлива. Следовательно, в первом приближении при соответствующих ограничениях стартовая масса РКН, способной выполнить заданную транспортную операцию, может служить критерием при оценке проекта. Заметим еще раз, что это справедливо при фиксированном схемном решении и практически неприемлемо при сравнении вариантов аппарата с различными схемными решениями. Например, РКН с повторно используемой материальной частью будет, как правило, тяжелее одноразовой РКН при том, что ее экономическая эффективность может быть существенно выше.

В любом случае расчет массовых характеристик является одной из самых важных задач проектирования. На начальных этапах он позволяет судить о реализуемости проекта, и его результаты являются исходными данными для последующих проектных расчетов. На всех этапах разработки ведется очень строгий контроль массы создаваемого аппарата и его компонентов. Для этого в конструкторской организации имеются специальные службы, учитывающие любые изменения масс, начиная с этапа технических предложений и вплоть до лет-

ных испытаний. Основным документом таких служб является *массовая сводка*, в которую вносят все известные к текущему времени составляющие массы аппарата.

Следует обратить внимание на две специфические особенности расчета массовых характеристик. Во-первых, их точность зависит от этапа разработки: наиболее грубые оценки характерны для начальных этапов, более точные — для заключительных. Во-вторых, при расчете массовых характеристик отчетливо прослеживается итерационный характер процесса, в значительной степени определяющего итерационность процесса проектирования в целом. Во многом это связано с возрастающим числом исходных данных по мере развития проекта и повышением их достоверности, что дает возможность использовать для расчета все более точные зависимости. Это отражает и общую логику проектирования, выраженную в методике последовательно уточняющих друг друга приближений от первой общей концепции до заключительной проработки всех деталей проекта.

На самом начальном этапе разработки о массе будущей РКН, еще до определения основных проектных параметров, можно судить по массовой отдаче $\mu_{пг}$, величина которой может быть заимствована из проекта прототипа или проекта РН соответствующего класса, т.е.

$$m_0 = \frac{m_{пг}}{\mu_{пг}}. \quad (15.1)$$

Для современных одноразовых РН в качестве ориентира массовая отдача может быть принята:

0,02...0,025 — для РН с РДТТ;

0,03...0,035 — для РН с высококипящими компонентами топлива;

0,04...0,045 — для РН с криогенными топливами.

Точность таких вычислений крайне низкая и может быть использована для оценки масштаба будущего аппарата.

Более точная оценка массовых характеристик возможна на базе формул, связанных с представлением о постоянстве относительных масс составляющих уравнения массового баланса $a_{то}$, $\gamma_{дв}$ и др., которые могут трактоваться как массовое совершенство соответствующих отсеков, агрегатов и т.п. Такой подход в практике авиастроения принято называть *методом массовых соотношений*, он позволяет использовать упомянутые выше относительные массы составляющих уравнения баланса для определения значений массовых и геометрических характеристик в абсолютном виде. Так, если известны результаты проектно-баллистического анализа по определению основных проектных параметров $I_{уд}$, $\mu_{к}$, n_0 , N и соответствующего значения массовой отдачи $\mu_{пг}$, то расчет укрупненных массовых ха-

рактистик может быть легко осуществлен на основе представленных ранее массовых соотношений для основных составляющих массы РКН, т.е.

$$m_{0_i} = m_{0_{i+1}} \mu_{\kappa_i} - [a_{\tau_{0_i}} (1 - \mu_{\kappa_i}) + \gamma_{\text{дв}_i} n_{0_i} g_0] (1 + \mu_{\text{св}_i} + \mu_{\text{пр}_i})^{-1}. \quad (15.2)$$

При определении массы последней ступени m_{0_N} следует иметь в виду, что $m_{0_{N+1}} = m_{\text{п.г.}}$.

Это выражение получено для РКН тандемной схемы. Для РКН, в которой первая и вторая ступень соединены по схеме «пакет», зависимости для определения начальных масс будут представлены следующим образом:

$$m_{0_I} = m_{0_{II}} \left\{ \mu_{\kappa_I} - \left(a_{\tau_{0_I}} \frac{1 - \mu_{\kappa_I}}{\rho_I} \frac{k_I}{k + k_I} + \gamma_{\text{дв}_I} n_{0_I} \frac{g_0}{1 + k} \right) (1 + \mu_{\text{св}_I} + \mu_{\text{пр}_I}) \right\}, \quad (15.3)$$

$$m_{0_{II}} = m_{0_{III}} \times \left\{ \mu_{\kappa_{II}} - \left[a_{\tau_{0_{II}}} \left(1 - \mu_{\kappa_{II}} + \frac{1 - \mu_{\kappa_I}}{\mu_{0_{II}}} \frac{1}{k + 1} \right) + \gamma_{\text{дв}_2} n_{0_{II}} g_0 \frac{1}{k + 1} \right] (1 + \mu_{\text{св}_2} + \mu_{\text{пр}_2}) \right\}. \quad (15.4)$$

Стартовую (начальную) массу РКН можно представить также в виде суммы масс ускорителей:

$$m_0 = m_{\text{п.г.}} + \sum_I^N m_{0_i}, \quad (15.5)$$

где $m_{\text{п.г.}}$ — масса полезного груза; m_{0_i} — масса ускорителя i -й ступени $i = 1, 2, \dots, N$; N — число ступеней.

Массу ускорителя i -й ступени в укрупненном виде можно представить в виде

$$m_{0_{ii}} = m_{\tau_i} + m_{\tau_{0_i}} + m_{\text{дв}_i} + m_{\text{св}_i} + m_{\text{пр}_i}. \quad (15.6)$$

Составляющие массового баланса легко определяются с использованием ранее приведенных массовых соотношений, т.е. $m_{\tau_i} = m_{0_i} (1 - \mu_{\kappa_i})$ — масса рабочего запаса топлива ускорителя для ступеней, соединенных по схеме «тандем».

Для ступеней, соединенных по схеме «пакет», масса топлива ускорителей I и II ступеней определяется следующим образом:

$$m_{\tau_I} = m_0 (1 - \mu_{\kappa_I}) \frac{k_I}{k + k_I} \text{ — рабочий запас топлива ускорителя I ступени;}$$

$$m_{\text{тп}} = m_{0\text{п}} \left(1 - \mu_{\text{кп}} - \frac{1 - \mu_{\text{к1}}}{\mu_{0\text{п}}} \frac{k}{k + k_1} \right) - \text{рабочий запас топлива уско-}$$

рителя II ступени;

$$k = \frac{P_{02}}{P_{01}},$$

$$k_1 = \frac{\lambda_2}{l_1} l_2, \text{ где } \lambda_i = \frac{I_{\text{удн}i}}{I_{\text{уд0}i}}, l_i = \frac{I_{\text{уд0}}}{I_{\text{удн}}}$$

Расчет остальных составляющих масс для обеих схем идентичен:

$m_{\text{т.о}i} = a_{\text{т.о}i} m_{\text{т}i}$ — масса топливных отсеков ускорителей;

$m_{\text{дв}i} = \gamma_{\text{дв}i} P_{0i}$ — масса двигателей ускорителей;

$m_{\text{су}i} = \mu_{\text{су}i} (m_{\text{т.о}i} + m_{\text{дв}i})$ — масса оборудования системы управления ускорителя;

$m_{\text{пр}i} = \mu_{\text{пр}i} (m_{\text{т.о}i} + m_{\text{дв}i})$ — масса прочих элементов ускорителя.

Результаты таких расчетов позволяют сформировать **укрупненную массовую сводку**, форма которой для двухступенчатой одноразовой РН представлена в табл. 15.1.

Таблица 15.1

Укрупненная массовая сводка

Стартовая масса		
Масса полезного груза (включая 5...10% резервной массы)		
Составляющие массы ускорителей (ракетных блоков)	Ускоритель первой ступени	Ускоритель второй ступени
Стартовая масса		
Рабочий запас топлива, включая: массу окислителя массу горючего		
Масса топливного отсека		
Масса двигателя		
Масса оборудования системы управления		
Масса прочих неучтенных элементов		

Точность расчетов, используемых для составления такой массовой сводки, невысокая, так как в учет берутся только статистические показатели совершенства основных агрегатов без учета конструктивно-компоновочной схемы РН и множества особенностей, влияющих

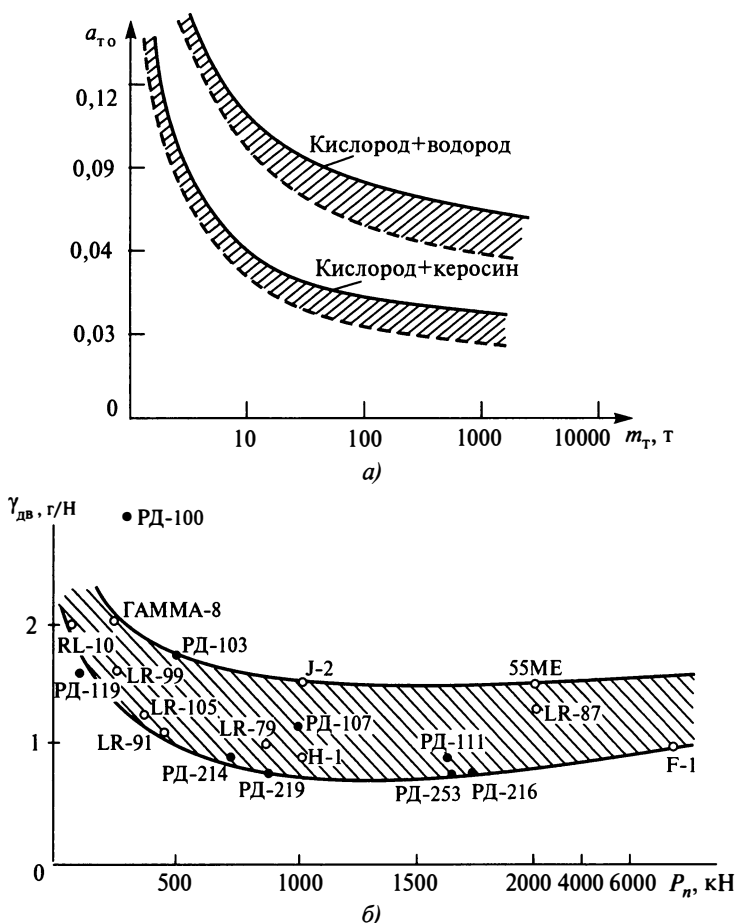


Рис. 15.1. Характер изменения относительных масс топливных отсеков (а) и двигательной установки (б):

$a_{т.о.}$ — относительная масса топливного отсека; $m_{т.}$ — масса топлива; $\gamma_{дв.}$ — относительная масса двигателя; P — тяга двигателя; $\circ$ — зарубежные двигатели; $\bullet$ — отечественные двигатели

на индивидуальные массовые характеристики разрабатываемой РН. Кроме того, постоянство относительных показателей характерно только в некотором определенном диапазоне значений базового показателя и при подобных схемных решениях (рис. 15.1). Из рис. 15.1, а видно, что при переходе от высококипящих компонентов топлива к низкокипящим относительная масса топливного отсека существенно

изменяется. Тем не менее эти показатели могут быть использованы для формирования конструктивно-компоновочной схемы аппарата и последующих уточнений на ее основе с использованием более точных зависимостей.

Конструктивно-компоновочная схема является источником информации об основных геометрических параметрах РН и ее составных частях (ракетных блоков, топливных отсеков, сухих отсеков, двигателей и т.д.). Эта информация позволяет осуществлять расчет массовых характеристик с использованием более точных зависимостей с использованием удельных показателей (по *методу удельных показателей*) или функциональных формул (по *аналитическому методу*). В первом случае предполагается прямая зависимость между массой отсека (агрегата, узла и т.д.) и его определяющей характеристикой, например,

$$m_{т.о} = a_{т.о} m_{т.} \quad (15.7)$$

В другом случае отслеживается связь между массой функционального элемента (например, обшивки, шпангоута и т.п.) и действующей на него нагрузкой. Показательной в этом смысле является зависимость для масс сферической емкости, нагруженной внутренним давлением:

$$m = k_{сф} \frac{3}{2} V p_{над\ max} \frac{\rho_m f}{\sigma_b}, \quad (15.8)$$

где $k_{сф} = 1, 2, \dots, 3$ — эмпирический коэффициент; V — объем емкости; $p_{над\ max}$ — максимальное давление наддува; ρ_m — плотность конструкционного материала; σ_b — предел прочности конструкционного материала; f — коэффициент безопасности.

Функциональные формулы позволяют определять массовые характеристики с весьма высокой точностью уже в самом начале проектирования. Однако как в первом, так и во втором случаях формулы содержат статистические коэффициенты для компенсации неучтенных многочисленных факторов, пусть и второстепенных.

Наличие в вышеупомянутых формулах статистических коэффициентов говорит о невозможности вывода аналитической зависимости массы аппарата и его частей от размеров и действующих нагрузок, а при их выводе не требовалось бы знание массовых характеристик предшествующих РН. Чисто аналитические формулы включали бы большое число различных параметров, значение которых неизвестно на той стадии проектирования, когда желательно их применение, и они все равно не учитывали бы различных технологических, схемных и прочих особенностей, не обладали бы исчерпывающе высокой точностью.

Использование формул с удельными показателями и функциональных формул позволяют на базе конструктивно-компоновочной схемы сформировать более подробную и более точную массовую сводку, пример которой представлен в табл. 15.2.

Для вычислений численных значений составных элементов массовой сводки существуют формулы, использование которых в основном определяется традициями проектных организаций и полнотой информации о составляющих масс. Для иллюстрации ниже приведены некоторые из них, позволяющие оценить массы соответствующих элементов сводки.

Как следует из табл. 15.2, принято различать следующие массовые характеристики по ступеням:

- заправленная масса РКН $m_{\text{зап}}$;
- стартовая масса РКН m_0 ;
- конечная масса РКН m_k ;

$$m_{\text{зап}} = m_0 + m_{\text{дост}},$$

где $m_{\text{дост}}$ — достартовый расход.

Соответственно для ускорителей различают $m_{\text{зап.уск}}$, $m_{0\text{уск}}$, $m_{k\text{уск}}$.

Принято различать сухую массу ускорителя:

$$m_{\text{сух.уск}} = m_{\text{корп}} + m_{\text{дв}} + m_{\text{об}} + m_{\text{ком}} + m_{\text{пр}}, \quad (15.9)$$

состоящую из масс корпуса, двигательной установки, оборудования, коммуникаций и прочих элементов конструкции соответственно.

Масса корпуса, в свою очередь, определяется как сумма его элементов: топливного отсека, переходного отсека, хвостового отсека, гаргрота и окраски соответственно, т.е.

$$m_{\text{корп}} = m_{\text{т.о}} + m_{\text{пер}} + m_{\text{хв}} + m_{\text{гар}} + m_{\text{окр}}. \quad (15.10)$$

Следует обратить внимание на то, что структура зависимостей (15.9) и (15.10) отличается от ранее используемых для определения массовых характеристик первого приближения (15.2)–(15.6). Такое более детальное представление составляющих масс возможно только после разработки конструктивно-компоновочной схемы ракеты, в которой оказывается возможным выделение приведенных выше компонентов массы.

После разработки конструктивно-компоновочной схемы становится возможным также определение составляющих масс с учетом их конструктивного исполнения. В частности, для определения масс топливного отсека, переходного отсека и хвостового отсека можно воспользоваться функциональными формулами, учитывающими их ос-

новые геометрические характеристики и параметры, определяющие нагрузку на эти отсеки (во всех приведенных ниже зависимостях масса — в кг, тяга — в Н, давление — в Па, линейные размеры — в м).

Масса баков цилиндрической формы:

с эллиптическими днищами

$$m_{т.б} = k_{ц.б} \frac{\pi \rho_m f}{2 \sigma_b} p_{\Sigma} D^3 \left[\lambda - \frac{2}{n} + \frac{n}{4} \left(1 + \frac{\ln(n + \sqrt{n^2 + 1})}{n \sqrt{n^2 - 1}} \right) \right]; \quad (15.11)$$

со сферическими днищами

$$m_{т.б} = k_{ц.б} \frac{\pi \rho_m f}{2 \sigma_b} p_{\Sigma} D^3 \left[\lambda - \frac{1}{n} + \frac{n}{4} \frac{n^2 + 1}{n^2} \right], \quad (15.12)$$

где $k_{ц.б} = 1,2...1,5$ — коэффициент, учитывающий массу шпангоутов и арматуры баков; $p_{\Sigma} = p_{\text{над max}} + h \rho_{\text{ком}} g_0 n_x$; h — высота столба жидкости; $\rho_{\text{ком}}$ — плотность компонента топлива; n_x — продольная перегрузка; $n = \frac{D}{h_b + h_n}$; h_b , h_n — высота верхнего и нижнего днища соответственно;

но; D — диаметр бака; $\lambda = \frac{L}{D}$ — удлинение бака; L — длина бака.

Масса сферических баков. Для определения массы сферических баков можно воспользоваться зависимостью (15.8), приведенной ранее в качестве примера.

Зависимость (15.8) справедлива для достаточно больших баков ($D \geq \frac{6[\sigma]}{p_{\text{над max}}} 10^{-3}$), так как при малых размерах расчетная толщина

округляется до технологической, и тогда

$$m_{т.б} = k_{сф} \pi D^2 \rho_m \delta_{\text{тех}}, \quad (15.13)$$

где $\delta_{\text{тех}}$ — технологическая толщина.

Масса торовых баков постоянной толщины, для которых $\delta > \delta_{\text{тех}}$:

$$m_{т.б} = k_{\text{тор}} (4\pi V)^{\frac{2}{3}} n^{\frac{1}{3}} \rho_m \delta, \quad (15.14)$$

где $k_{\text{тор}} \approx 1,3$; $n = \frac{R}{r}$, R — радиус центров, r — радиус сечения,

$$\delta = \frac{p_{\text{над max}} f r}{2 \sigma_b} \frac{2n - 1}{n - 1}, \quad (15.15)$$

если $\delta < \delta_{\text{тех}}$, то $\delta = \delta_{\text{тех}}$.

Масса теплозащиты определяется через площадь защищаемой поверхности $S_{\text{тпз}}$

$$m_{\text{тпз}} = \bar{m}_{\text{тпз}} S_{\text{тпз}}, \quad (15.16)$$

где $\bar{m}_{\text{тпз}} = (1...1,5) \text{ кг/м}^2$ (многослойная теплоизоляция на основе ЭВТИ); $\bar{m}_{\text{тпз}} = (2,5...4) \text{ кг/м}^2$ (теплозащита на основе пенопласта).

Масса переходных отсеков может быть определена следующим образом:

$$m_{\text{пер}} = k_{\text{пер}} S_{\text{пер}} \delta_{\text{пр}} \rho_{\text{м}}, \quad (15.17)$$

где $S_{\text{пер}}$ — площадь поверхности отсека; $\delta_{\text{пр}}$ — приведенная толщина отсека; $k_{\text{пер}} = 1,2$;

$$\delta_{\text{пр}} = k_{\text{от}} \frac{g m_{\text{от}} n_{x_{\text{max}}} f}{0,8 \sigma_{\text{т}} \pi D}, \quad (15.18)$$

$\sigma_{\text{т}}$ — предел текучести материала отсека; $k_{\text{от}} = 2,5$; $m_{\text{от}}$ — масса отсеченной части (по отношению к отсеку) к моменту $n_{x_{\text{max}}}$.

По этой же зависимости можно определять *массу хвостового отсека*, принимая для первой ступени в зависимости (15.18) $n_{x_{\text{max}}} = 1$.

Масса гаргротов:

$$m_{\text{гар}} = \bar{m}_{\text{гар}} L_{\text{корп}}, \quad (15.19)$$

где $\bar{m}_{\text{гар}} = (2...4) \text{ кг/м}$; $L_{\text{корп}}$ — длина корпуса.

Масса окраски:

$$m_{\text{окр}} = \bar{m}_{\text{окр}} S_{\text{корп}}, \quad (15.20)$$

где $\bar{m}_{\text{окр}} = (0,2...0,3) \text{ кг/м}^2$; $S_{\text{корп}}$ — площадь окрашиваемой поверхности корпуса.

Масса двигательной установки (без массы топливных баков):

$$m_{\text{ДУ}} = m_{\text{дв}} n + m_{\text{к.над}} + m_{\text{рам}} + m_{\text{рул}} + m_{\text{пр.ДУ}} + m_{\text{арм т.о}}, \quad (15.21)$$

где $m_{\text{дв}}$ — масса одного сухого двигателя; n — число двигателей в двигательной установке; $m_{\text{к.над}}$ — масса конструкции элементов системы наддува; $m_{\text{рам}}$ — масса рамы ДУ вместе с экраном; $m_{\text{рул}}$ — масса рулевых двигателей; $m_{\text{пр.ДУ}}$ — масса прочих элементов ДУ; $m_{\text{арм т.о}}$ — масса арматуры ДУ в топливном отсеке.

Масса отдельного двигателя является характеристикой, представляемой изготовителем двигателей (или берется из соответствующего каталога).

Для определения остальных составляющих массы ДУ можно воспользоваться следующими соотношениями:

$$m_{\text{к над}} = 11 + k_1(p_{\text{над макс}} V)10^{-5} \text{ — для «холодного» наддува;} \quad (15.22)$$

$$m_{\text{к над}} = k_2 m_{\text{р над}} \text{ — для «горячего» наддува;} \quad (15.23)$$

$$k_1 = 2,7, \quad k_2 = 0,4;$$

$m_{\text{р над}}$ — масса рабочего тела наддува;

$$m_{\text{рам}} = (0,8...10) \cdot 10^{-4} P_{\Sigma},$$

P_{Σ} — суммарная тяга двигателей;

$$m_{\text{рул}} = (180...230) + \bar{m}_{\text{рул}} P_{\text{рул}};$$

$$\bar{m}_{\text{рул}} = 0,0015...0,01 \text{ кг / Н;}$$

$$m_{\text{арм то}} = 0,2 m_{\text{дв}} n;$$

$$m_{\text{пр ДУ}} = 0,1 m_{\text{дв}} n.$$

Меньшие значения для верхних ступеней.

Масса управляемых запасов топлива:

$$m_{\text{зап}} = m_{\text{т.раб}} + m_{\text{г.з}} + m_{\text{нев}} + m_{\text{зал}} + m_{\text{р.н}} + m_{\text{дост}} + m_{\text{над}}, \quad (15.24)$$

где $m_{\text{т.раб}}$ — рабочий запас компонентов топлива; $m_{\text{г.з}}$ — гарантийные запасы топлива; $m_{\text{нев}}$ — невырабатываемые остатки; $m_{\text{зал}}$ — заливка двигателей; $m_{\text{р.н}}$ — масса топлива, используемого для наддува в полете; $m_{\text{дост}}$ — достартовый расход топлива; $m_{\text{над}}$ — рабочее тело системы наддува.

Рабочий запас компонентов топлива включает в себя запас топлива, необходимый для сообщения РКН характеристической скорости, и запас топлива, необходимый для обеспечения управляющих моментов:

$$m_{\text{т.раб}} = (m_{\text{ок}} + m_{\text{г.з}}) \left(1 + \frac{\Delta I_{\text{уд}}}{I_{\text{уд}}} \right), \quad (15.25)$$

где $\Delta I_{\text{уд}} = (5,0...2,0)$ м / с (большее значение — для I ступени, меньшие — для последующих ступеней); $m_{\text{г.з}} = 0$ — для двигателей, полностью вырабатывающих рабочий запас топлива (работающих на «пронос»); $m_{\text{г.з}} = (1,5...2) \dot{m}_{\text{т}}$ — для последней ступени; $m_{\text{нев}} = (0,3...0,5) 10^{-2} \dot{m}_{\text{т}}$; $m_{\text{зал}} = (0,2...0,3) 10^{-2} \dot{m}_{\text{т}}$; $m_{\text{дост}} = 0,5 \dot{m}_{\text{т}}$, где $\dot{m}_{\text{т}}$ — секунднй расход топлива.

Масса рабочего тела системы наддува в значительной степени зависит от типа системы, и поэтому ниже отдельно представлены зависимости для предварительных расчетов двух случаев, отличающихся типом системы.

Случай 1 («холодная система наддува»). Допустим, что время действия системы наддува относительно небольшое, температура газа над-

дува в баке близка к температуре топлива и конструкции бака, а теплообменом между газом, топливом и конструкцией можно пренебречь. В этом случае масса рабочего тела наддува может быть определена следующим образом:

$$m_{\text{над}} = \frac{P_6 V_6}{R_r T_r} z, \quad (15.26)$$

где P_6 — максимальное давление наддува; V_6 — максимальный объем, занимаемый газом наддува (ко времени выключения двигателя); R_r , T_r — газовая постоянная газа и его температура соответственно; z — коэффициент сжимаемости.

Случай 2 (газогенераторная система наддува). Масса компонента, необходимая для обеспечения наддува, определяется по уравнению

$$m_{\text{над}} = \frac{P_6 V_6}{(RT)_{\text{эфф}}}, \quad (15.27)$$

где $(RT)_{\text{эфф}}$ — эффективное значение комплекса (RT) , определяемое или экспериментальным путем, или для приближенных расчетов по эмпирической зависимости

$$(RT)_{\text{эфф}} = T_r^k (a + b T_r), \quad (15.28)$$

где T_r — температура компонента топлива; T_r — температура газа на входе в бак; a , b , k — эмпирические коэффициенты.

В частности, для бака окислителя (азотная кислота) значение этого комплекса может быть выбрано из диапазона $(25...35) \cdot 10^4$ Дж/кг, а для бака горючего (гидразин) — $(40...50) \cdot 10^4$ Дж/кг.

Масса оборудования. В оборудование включается аппаратура системы управления, системы электрического питания, телеметрическое оборудование и др. При этом телеметрическое оборудование (приборы, датчики) устанавливается на каждом ускорителе ($m_{\text{тел}} = 100...150$ кг), а остальная аппаратура в приборном отсеке последней ступени. Суммарная масса оборудования составляет

$$m_{\text{об}} = 300 + 0,9 \cdot 10^{-3} m_0. \quad (15.29)$$

Масса коммуникаций

$$m_{\text{ком}} = (0,5...0,6) \frac{m_r}{\rho_r}. \quad (15.30)$$

Масса неучтенных элементов:
крепежные узлы и детали:

$$m_{\text{креп}} = (0,75 \dots 1) 10^{-4} P; \quad (15.31)$$

стабилизаторы:

$$m_{\text{стаб}} = (0,65 \dots 0,75) 10^{-3} m_0; \quad (15.32)$$

элементы системы разделения:

$$m_{\text{с.р.}} = (0,2 \dots 0,3) 10^{-3} m_0; \quad (15.33)$$

другие неучтенные элементы:

$$m_{\text{стаб}} = (0,2 \dots 1) 10^{-3} m_0. \quad (15.34)$$

Масса головного обтекателя

$$m_{\text{обт}} = \bar{m}_{\text{обт}} S_{\text{обт}}, \quad (15.35)$$

где $\bar{m}_{\text{обт}} = 15 \dots 20 \text{ кг/м}^2$ — масса единицы поверхности обтекателя;
 $S_{\text{обт}}$ — площадь поверхности обтекателя.

Последующие уточнения масс осуществляются по мере уточнения информации после более детальной проработки систем и агрегатов РКН.

Следует отметить, что форма состава массовой сводки, приведенной в табл. 15.2, является ориентировочной, иллюстрирует итерационный характер ее разработки и подлежит уточнению для каждой конкретной реализации проекта.

Таблица 15.2

Состав массовой сводки РКН

Стартовая масса		
Масса головной части (полезная нагрузка + разгонный блок + головной обтекатель)		
Составляющие массы	Первая ступень	Вторая ступень
Масса ступеней:		
— заправленная		
— стартовая		
— конечная		

Масса ускорителей – заправленная – стартовая – конечная – сухая		
3. Масса заправляемых компонентов топлива		

Массовая сводка по ускорителям

1. Корпус (каркас): – топливный отсек – переходные отсеки – хвостовой отсек – гаргрот – окраска		
2. Двигательная установка: – двигатели маршевые (залитые) – системы наддува – рама вместе с экраном – рулевые двигатели – элементы ДУ, устанавливаемые в баках – прочие агрегаты ДУ		
3. Заправляемые запасы: • компоненты топлива: – рабочий запас – гарантийный запас – невырабатываемые остатки – запас на наддув в полете – достартовый расход • рабочее тело наддува (не являющееся компонентом топлива): – наддув перед стартом – наддув в полете		
4. Оборудование: – системы управления – телеметрическое оборудование		

5. Коммуникации (бортовая кабельная сеть)		
6. Разное: – крепежные узлы и детали – стабилизаторы – органы разделения – неучтенные элементы		

Список литературы

15.1. **Основы** проектирования летательных аппаратов (транспортные системы). Учебник для технических вузов / В.П. Мишин, В.К. Безвербый. Б.М. Панкратов и др.; под ред. В.П. Мишина. М.: Машиностроение, 1985. 360 с.

15.2. **Шейнин В.М., Козловский В.И.** Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов: Справочник. М.: Машиностроение, 1984. 552 с.

15.3. **Козлов А.А. и др.** Системы питания и управления двигательных установок. М.: Машиностроение, 1988. 352 с.

ВЫБОР И ОБОСНОВАНИЕ КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВОЧНОЙ СХЕМЫ РКН. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА

Компоновка. Выбор внешних обводов. Моноблочные РКН. Полиблочные РКН. Приближенная оценка аэродинамических характеристик РКН моноблочной схемы. Приближенная оценка аэродинамических характеристик РКН полиблочной схемы. Влияние компоновки на устойчивость и управляемость

Под *компоновкой* принято понимать внешние обводы и взаимное расположение основных элементов (отсеков и агрегатов) РКН, полезного груза, а также их соединение, обеспечивающее их взаимодействие и функционирование на всех этапах полета. В этом определении отражена в первую очередь геометрия РН как материального объекта; кроме того, существует определение компоновки как процесса. В соответствии с этим под *компоновкой* РКН будем понимать совокупность проектных работ по обоснованию формы РКН, взаимного расположения составных частей РКН, ее агрегатов, систем и узлов, которое определяет их взаимодействие и функционирование на всех этапах применения РКН. Результаты этой работы отображаются на конструктивно-компоновочной схеме (ККС).

ККС — это чертеж РКН, содержащий решение принципиальных конструктивных вопросов построения РКН, учитывающий требования ТТЗ к комплексу и к РКН как основному элементу комплекса. На ККС, как правило, отражается решение следующих проектных вопросов:

- выбор количества ракетных блоков и способа их соединений;
- выбор внешних обводов (аэродинамическая компоновка);
- выбор взаимного расположения отсеков и агрегатов (внутренняя компоновка).

Если сравнить перечисленный круг решаемых в процессе компоновки задач и понятие схемного решения РКН, то компоновку, как результат этих работ, можно трактовать как геометрический образ схемного решения.

Требования к ККС достаточно противоречивы и трудно формализуемые. Можно, однако, определить общие тенденции, характерные для перечисленных выше работ, направленные на обеспечение:

- рационального сочетания аэродинамических и массовых характеристик;

- максимальной плотности компоновки, учитывая удобство эксплуатации и исключение взаимного влияния агрегатов;
- возможности применения наиболее простых в технологическом отношении форм агрегатов (сфера, цилиндр, конус и т.п.);
- выполнения производственных и транспортировочных ограничений;
- возможности применения простых систем разделения, систем наддува и т.д.;
- минимального количества технологических и эксплуатационных разрезов;
- минимального числа связей с наземным комплексом и минимального числа предстартовых операций.

Выбор внешних обводов (аэродинамическая компоновка) относится к задаче так называемой аэродинамической компоновки, ибо существенная часть траектории движения РКН относится к движению в атмосфере. Форма аппарата во многом определяет не только силы аэродинамического сопротивления, непосредственно влияющие на величину аэродинамических потерь конечной скорости, но и другие свойства РКН, в частности устойчивость и управляемость.

Ключевыми признаками схемного решения для формирования внешних обводов является блочность РКН и взаимное положение блоков при полиблочной схеме. На рис. 16.1 и 16.2 представлены две характерные для современных РКН схемы: моноблочная и полиблочная соответственно. В последнем случае полиблочность возможна как при реализации параллельного (по схеме «пакет») соединения ступеней, например, РКН Ariane 4 (Западная Европа), РКН «Ангара-5» (проект, Россия), так и при реализации блочного соединения топливных баков ускорителя при последовательном соединении ступеней, например, РКН «Протон» (СССР), РКН Saturn-1B (США).

Следует отметить, что, моноблочные схемы используются преимущественно для РКН легкого класса, а полиблочные — для РКН тяжелого класса. Известны, однако, серьезные отступления от этих закономерностей, в частности, использование моноблочной схемы для супертяжелых РКН Saturn-5 (США) и РКН Н1 (СССР), или использование блочной схемы для РКН легкого класса РКН Conestoga (США).

Как правило, при формировании внешних обводов одноразовых РН как моноблочной, так и полиблочной схем используются формы, представляющие собой комбинацию конических и цилиндрических участков, при этом все они в меньшей или большей степени вписываются в конус. Следует иметь в виду, что:

- во-первых, для форм, близких к коническим, характерно наименьшее изменение аэродинамических характеристик при переходе от дозвуковых к сверхзвуковым скоростям;

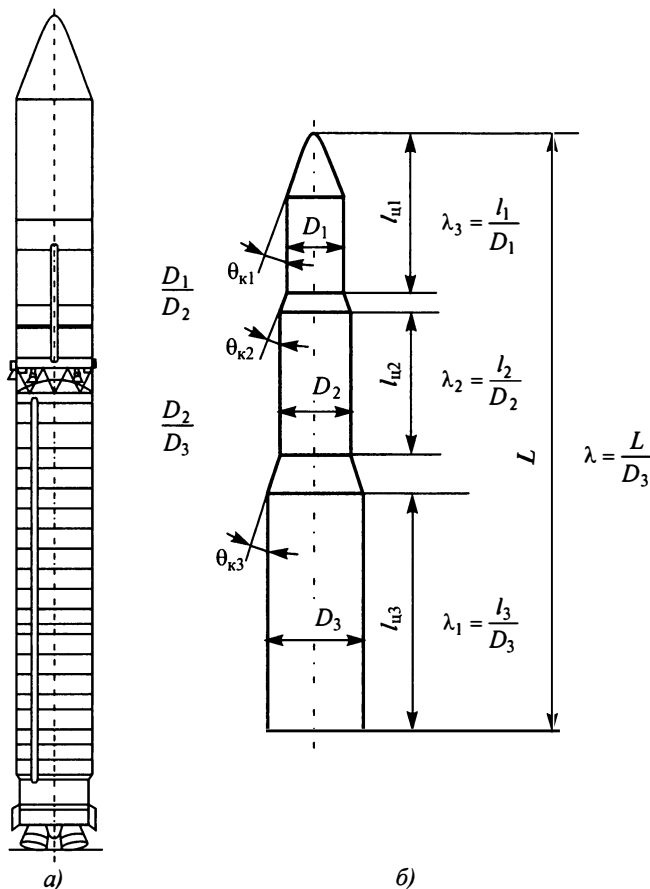


Рис. 16.1. Пример внешней компоновки моноблочной РКН:

a — пример РКН моноблочной схемы; *б* — основные геометрические параметры РКН моноблочной схемы

• во-вторых, современные РКН транзвуковых скоростей достигают в плотных слоях атмосферы при высоких значениях скоростного напора, поэтому аэродинамические нагрузки в этот момент оказываются расчетными как по величине, так и по диапазону изменения. Этим обстоятельством объясняется привлекательность конических обводов, обеспечивающих наименьшее изменение коэффициента нормальной силы и положения центра давления, что является очень важным фактором при решении проблем стабилизации и управления ракетой на участке выведения.

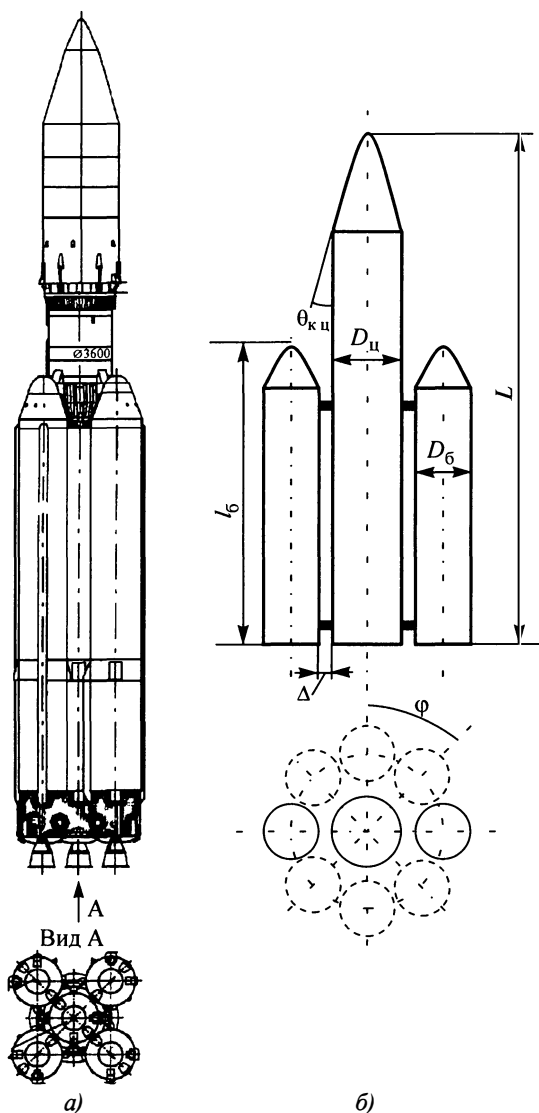


Рис. 16.2. Пример внешней компоновки полиблочной РКН:

a — пример РКН полиблочной схемы; *б* — основные геометрические параметры РКН полиблочной схемы

Учитывая многообразие проблем, связанных с аэродинамической компоновкой, здесь будет рассмотрено влияние геометрических параметров, определяющих контур (внешние обводы), на интегральные аэродинамические характеристики:

- коэффициент продольной силы C_{x_0} ;
- производная коэффициента нормальной силы C_Y^α ;
- производная коэффициента момента тангажа по коэффициенту нормальной силы m_Z^α ;
- положение центра давления $x_{ц.д.}$, прямо связанного с последними двумя характеристиками и в значительной степени влияющего на управляемость ракеты.

Именно эти характеристики являются составной частью исходных данных при баллистическом проектировании и формировании системы управления полетом и определении внешних нагрузок на РКН. Влияние геометрических параметров внешних обводов на аэродинамические характеристики рассмотрено отдельно для моноблочных и полиблочных схем.

Моноблочные РКН с точки зрения внешних обводов представляют собой последовательно соединенные тела вращения конусов и цилиндров. Такая форма характерна для первых ступеней ракет, развивающих скорость до сверхзвуковых значений. В отличие от формы обводов, состоящих из цилиндра одного диаметра и носового конуса, в последнем случае добавляются изломы контура при переходе от цилиндра меньшего диаметра к цилиндру большего диаметра. Это, в свою очередь, влечет за собой возможность возникновения местных отрывов воздушного потока, влияющих на величину местных аэродинамических нагрузок и нелинейное изменение суммарных аэродинамических характеристик при изменении скорости и углов атаки.

Основными геометрическими параметрами, определяющими аэродинамические характеристики моноблочной РКН, являются (см. рис. 16.1, а):

- форма носовой части, в особенности наличие и степень излома ее контура;
- размер угла носового конуса;
- соотношение диаметров сопрягаемых цилиндров;
- угол усеченного конуса (переходного) между цилиндрическими участками;
- удлинение цилиндрических участков и РКН в целом.

Форму носовой части РКН определяет форма космической головной части, точнее, форма ее головного обтекателя (ГО). Внешние обводы ГО в значительной степени влияют на аэродинамические характеристики РКН в целом, определяют величину аэродинамических сил и моментов, передаваемых с ГО на стыкуемый к нему ракетный блок. Кроме того,

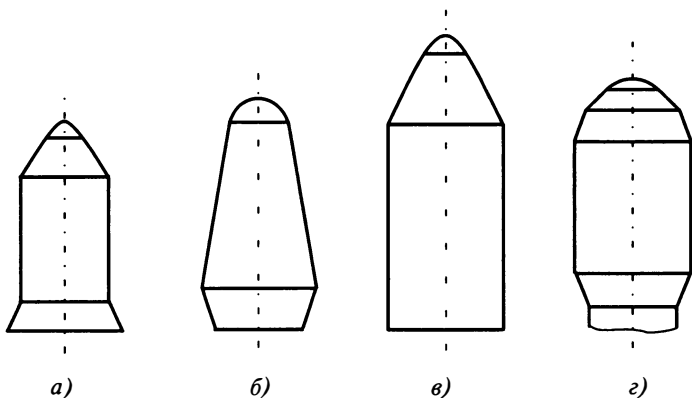


Рис. 16.3. Формы головных обтекателей

вихревой (срывной) характер течения в зоне головного обтекателя является источником динамического нагружения конструкции.

Форма и размеры носовой части определяются габаритными размерами полезного груза (рис. 16.3) и могут изменяться от конической, практически полностью повторяющей форму головной части баллистической ракеты, до цилиндрической с конической передней, а иногда и конической кормовой частью и большим удлинением цилиндрической части. Рассматривая влияние внешних обводов ГО на аэродинамические характеристики, следует иметь в виду, что их нельзя рассматривать как изолированную часть из-за существенного влияния на них примыкающей цилиндрической части.

Влияние угла носового конуса. Носовая часть РКН — это по существу космическая головная часть (КГЧ), так как передняя часть РН имеет, как правило, плоский торец, но при исследовании внешних обводов и их влияния на аэродинамические характеристики принадлежность этой части не имеет значения. С позиции такого исследования — это тело определенной формы, являющееся частью составного тела. Влияние угла носового конуса по-разному оказывается на аэродинамические характеристики конического участка и примыкающего к нему цилиндрического участка и на комбинацию РКН в целом, образованной последовательно расположенными несколькими коническими и цилиндрическими частями.

Наибольшее влияние изменения угла носового конуса проявляется на величине коэффициента продольной силы. Изменение коэффициента продольной силы в функции скорости имеет характерный вид с монотонным его увеличением по мере увеличения угла θ_k носового конуса (рис. 16.4). Это характерно как для конического участка, так и для всей комбинации геометрических тел.

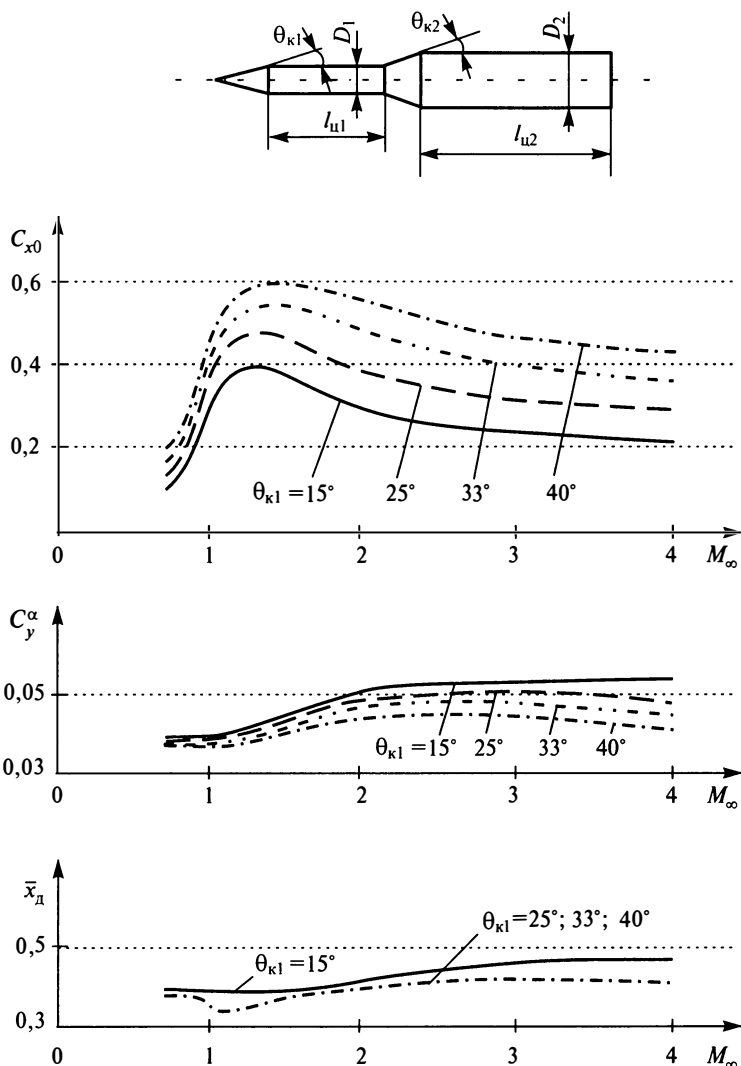


Рис. 16.4. Влияние угла конусности на аэродинамические характеристики [16.1]:
 $l_{u1} = 3,5D_1$; $l_{u2} = 4D$; $d / D_2 = 0,6$; $\theta_{k2} = 15^\circ$

Производная коэффициента нормальной силы в районе переднего конуса существенно изменяется при трансзвуковых скоростях только при относительно больших значениях угла полураствора конуса ($\theta > 20^\circ$), и объясняется это тем, что в случае больших углов при

дозвуковых скоростях имеет место отрыв в области носовой части. Передняя часть цилиндрической поверхности как бы выключается из создания нормальной силы. Она в основном создается цилиндрической поверхностью за областью отрыва. В результате центр давления располагается на некотором расстоянии от носовой части. При трансзвуковых скоростях отрыв устраняется и на этой части цилиндрической поверхности восстанавливается нормальная сила. Для комбинации геометрических тел в целом по ряду причин характерно сглаживание этого эффекта, и изменение производной коэффициента нормальной силы в функции угла конуса носовой части в широком диапазоне скоростей весьма незначительно.

Влияние угла носового конуса на положение центра давления отдельных участков тела оказывается аналогичным влиянию на величину производной коэффициента нормальной силы. В соответствии с этим положение центра давления всей совокупности тела вращения сравнительно слабо зависит от величины угла носового конуса. Изменение угла θ_k от 15° до 40° приводит к смещению положения центра давления вперед на 2...3% полной длины тела.

Оптимизация интегральных потерь за счет различных факторов (в первую очередь это касается волнового сопротивления и сопротивления трения) приводит к так называемой «оживальной» форме, которая имеет вид дуг окружности или параболы, обеспечивает уменьшение лобового сопротивления, но более сложна для производства по сравнению с конической формой. «Оживальная» форма может быть заменена двумя-тремя вписанными в ее обводы коническими поверхностями, при этом лобовое сопротивление практически не меняется, а технология изготовления значительно упрощается (см. рис. 16.3, *г*). Однако для большинства ГО, используемых в отечественных и зарубежных РКН, используются еще более простые формы головного обтекателя — это конус с углом полураствора $\theta \leq 20^\circ$ со сферическим притуплением.

Особого внимания заслуживают конфигурации КГЧ, в которых ее максимальный диаметр превышает диаметр следующей за ней цилиндрической части РН (см. рис. 16.3, *б* и *г*). Увеличение диаметра КГЧ по сравнению с диаметром цилиндрической части влечет за собой изменение характера обтекания не только носовой части, но и последующей за ней части корпуса на определенной его длине, так как происходит изменение как местных, так и распределенных статических и динамических аэродинамических нагрузок по длине корпуса.

Основное влияние на характер обтекания и аэродинамические нагрузки оказывает форма контура такой КГЧ в местах соединения конических и цилиндрических поверхностей. Головная часть с большим диаметром соединяется с цилиндрической частью РН меньшего диаметра посредством обратного конуса или посредством ступенчатого перехода.

Исследования по влиянию этих параметров на аэродинамические характеристики показали, что аэродинамические силы, действующие на основную цилиндрическую часть РКН, оказываются значительно больше тех, которые приложены к цилиндрической проставке, но это относится только к статическим нагрузкам.

При малых углах обратного конуса переходной части (нежелательных с точки зрения плотности компоновки) его обтекание может носить безотрывный характер. Ступенчатый переход вносит существенное изменение в характер течения и в распределение давления и, в зависимости от крутизны этого перехода, будет наблюдаться отрывное течение соответствующей интенсивности, что может существенно сказаться на динамических характеристиках. Опыт разработки таких КГЧ указывает на величину компромиссного угла полураствора обратного конуса, равную приблизительно 20° .

Влияние соотношения диаметров сопрягаемых цилиндров (рис. 16.5). Соотношение диаметров переднего и кормового цилиндров в корпусе ракеты является одним из параметров, который при конструктивной проработке может изменяться в определенных пределах. Влияние соотношения диаметров на аэродинамические характеристики отдельных участков и всей совокупности составного тела вращения может оказаться противоречивым. Так, при увеличении диаметра переднего цилиндра D_1 до диаметра кормового цилиндра D_2 аэродинамические нагрузки перераспределяются между отдельными участками всей комбинации: для аэродинамических нагрузок, приходящихся на цилиндрический участок с передним конусом, а также на цилиндрический участок с передним и задним усеченным конусом — увеличиваются, а приходящиеся на усеченный переходный конус и кормовой цилиндрический участок — уменьшаются; такой пример противоположного влияния различных участков всей компоновки является характерным. Поэтому, несмотря на то, что аэродинамические характеристики в зависимости от соотношения диаметров цилиндров претерпевают существенные изменения, суммарные характеристики всей совокупности составного тела вращения изменяются в меньших пределах. Естественно, увеличение диаметра переднего цилиндра приводит к смещению положения центра давления к носовой части всей компоновки, уменьшая ее статическую устойчивость. Некоторое увеличение значения коэффициента продольной силы всей комбинации тел связано с тем, что по мере увеличения диаметра переднего цилиндра при сохранении его удлинения увеличивается боковая поверхность, а вместе с этим увеличивается коэффициент продольной силы за счет поверхностного трения.

Влияние угла переходного усеченного конуса (рис. 16.6). В области соединения цилиндрических и конического участков безотрывное обтекание имеет место при $\theta < 20^\circ$. В пределах углов перехода $0 \dots 20^\circ$, что со-

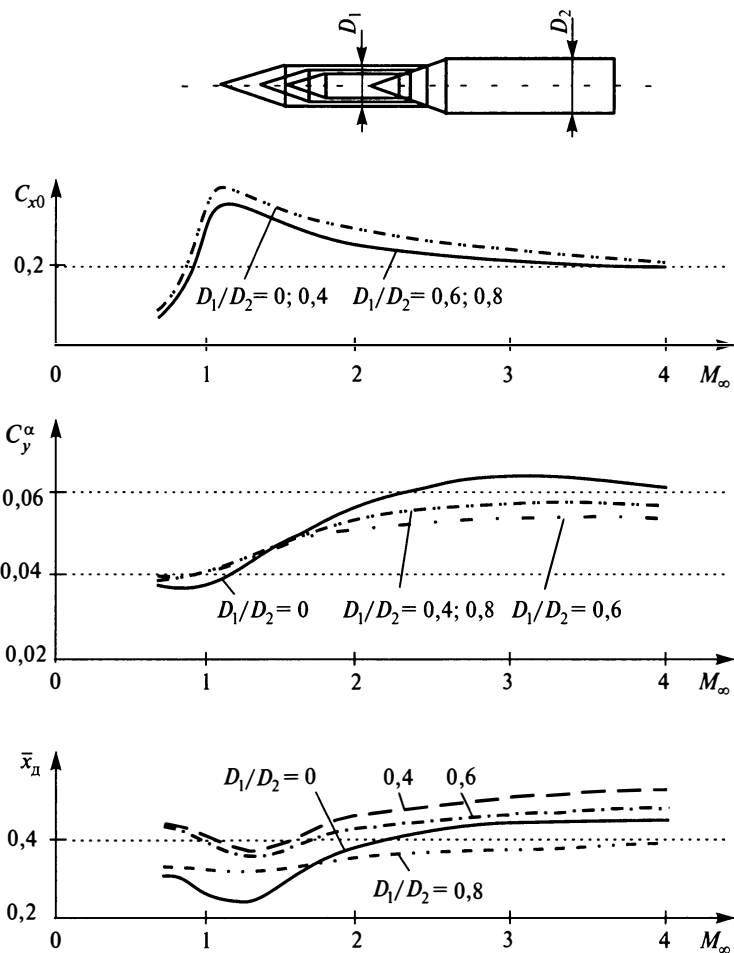


Рис. 16.5. Влияние соотношения диаметров цилиндрических участков на основные аэродинамические характеристики [16.1]:

$\theta_{\kappa 1} = 15^\circ$, $l_{\text{ц1}} = 4D_1$; $\theta_{\kappa 2} = 15^\circ$, $l_{\text{ц2}} = 3,5D_2$

ответствует реальным конфигурациям РН, изменение угла усеченного конуса оказывает наименьшее влияние (чем рассмотренные выше геометрические параметры) на аэродинамические характеристики как отдельных участков, так и всей комбинации, за исключением коэффициента продольной силы. Увеличение сил давления, действующих на усеченный конус при увеличении его угла, естественно, сопровождается заметным возрастанием коэффициента подъемной силы всей РКН.

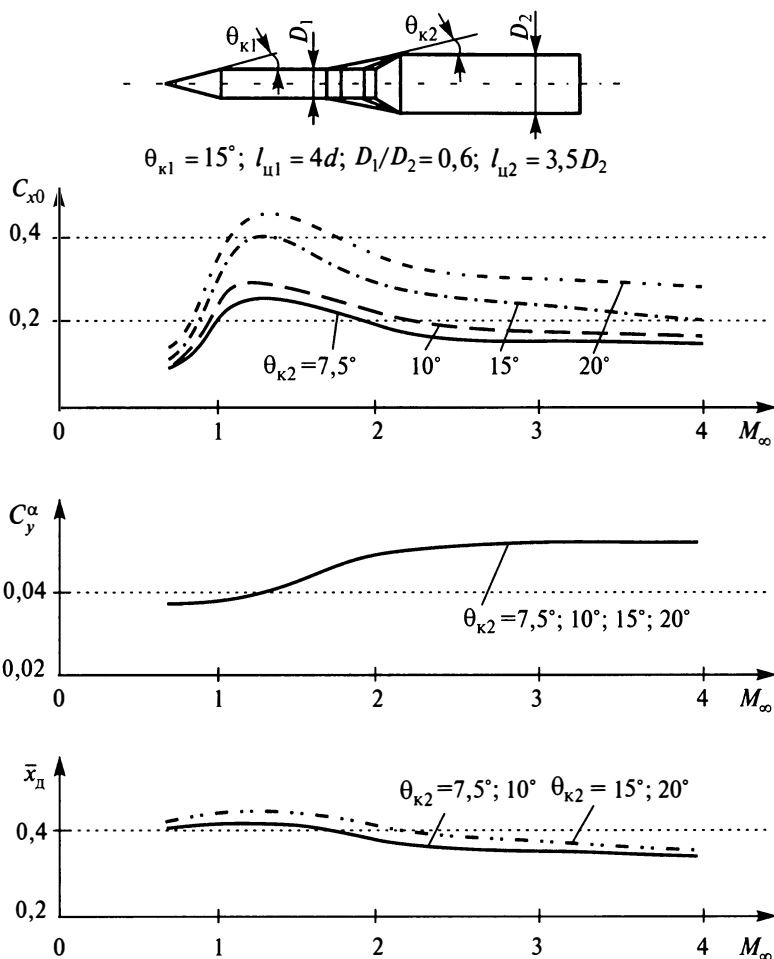


Рис. 16.6. Влияние угла переходного усеченного конуса на основные аэродинамические характеристики [16.1]:

$\theta_{k1} = 15^\circ$, $l_{u1} = 4D_1$; $D_1 / D_2 = 0,6$, $l_{u2} = 3,5D_2$

Влияние удлинения РКН. Удлинение ракеты-носителя влияет на величину всех составляющих аэродинамического сопротивления: при его уменьшении уменьшается боковая поверхность и возрастает площадь миделя, при этом уменьшение боковой поверхности приводит к уменьшению сопротивления трения, а увеличение площади миделя вызывает увеличение волнового сопротивления за счет действия повышенного давления за скачком уплотнения в носовой части РКН на большую

площадь. Увеличение площади миделя вызывает рост донного сопротивления, обусловленного эжектирующим действием в донной части как набегающего потока, так и струй двигателя. Эжектирующее действие набегающего потока возрастает по мере увеличения скоростного напора и уменьшается при его снижении, а эжектирующее влияние струи двигателя практически постоянно по времени полета.

Удлинение РКН влияет на величину донного сопротивления на всем участке полета, но проявляется не при всех аэродинамических компоновках; так, при придании хвостовой части корпуса ракеты-носителя формы обратного конуса, сводящего в пределе к нулю площадь донного среза, свободную от струи двигателя, исключается и влияние удлинения на донное сопротивление.

Из опыта проектирования для моноблочных РКН компромиссным с различных позиций (в первую очередь, аэродинамического совершенства, управляемости, массового совершенства), рациональным является удлинение в диапазоне 8...12 в зависимости от конкретной реализации составных частей ракеты.

При *полиблочной схеме РКН* влияние обводов на аэродинамическое сопротивление индивидуально в каждом конкретном случае, не поддается обобщенной качественной оценке и определяется по результатам аэродинамических продувок. В полиблочных схемах обводы влияют не только на аэродинамическое сопротивление, но и на другие аэродинамические характеристики, что обусловлено интерференцией волн набегающего потока, воздействующего на комплекс различных тел, объединенных в «пакет». Многообразие аэродинамических компоновок с параллельным соединением блоков и соответствующих им геометрических параметров затрудняет выявление общих закономерностей в аэродинамических характеристиках.

Тем не менее, многочисленные эксперименты указывают на то, что к основным факторам, влияющим на интегральные аэродинамические характеристики, следует отнести (см. рис. 16.2):

- число блоков;
- угол между плоскостью полета (плоскостью тангажа) и плоскостью соединения блоков;
- размеры зазоров между центральным и боковыми блоками;
- соотношение диаметров боковых блоков и центрального корпуса;
- длины блоков.

Влияние числа боковых блоков. С увеличением числа боковых блоков несколько увеличивается коэффициент продольной силы, а производная коэффициента подъемной силы уменьшается. Последнее обстоятельство представляется вполне закономерным, так как по мере увеличения числа блоков (следовательно, уменьшения расстояния между ними) вся комбинация по характеру обтекания приближается к телу вращения с диамет-

ром, равным сумме диаметра центрального корпуса и двух диаметров боковых блоков. Поскольку все боковые блоки, как правило, устанавливаются в задней части центрального корпуса, то увеличение нормальной силы сопровождается смещением положения центра давления назад.

Влияние угла между плоскостью полета (плоскостью тангажа) и плоскостью соединения блоков. Наиболее значимым оно является для трехблочной схемы и, в первую очередь, относится к производной коэффициента нормальной силы. По мере увеличения этого угла происходит значительное увеличение производной коэффициента нормальной силы, так как соединенные вместе блоки начинают обтекаться как крыло малого удлинения. При этом влияние зазоров при различных положениях боковых блоков относительно центрального меняется с положительного (т.е. производная с увеличением зазоров несколько увеличивается при близких к перпендикулярному положениях плоскостей) до отрицательного (т.е. с увеличением зазоров производная уменьшается, и тем заметнее, чем меньше этот угол, достигая минимального значения при совпадении плоскостей). Из этого следует предпочтительность нулевого угла на участке выведения.

Влияние соотношения диаметров боковых блоков и центрального корпуса. Коэффициент продольной силы с увеличением диаметра боковых блоков, естественно, увеличивается за счет интерференции как боковых блоков и центрального корпуса, так и между боковыми блоками. При малом количестве боковых блоков (2—4) отмечается незначительное уменьшение производной коэффициента нормальной силы при достаточно больших сверхзвуковых скоростях. Во всех остальных случаях величина производной практически не зависит от размеров боковых блоков. С увеличением диаметра боковых блоков наблюдается незначительное смещение положения центра давления назад во всем диапазоне скоростей.

Влияние длины блоков. Коэффициент продольной силы, как и в предыдущем случае, практически не изменяется. Вместе с тем увеличение длины блоков сопровождается возрастанием нормальной силы всего аппарата. Оно складывается из увеличения нормальной силы центрального корпуса на участке расположения боковых блоков и из нормальной силы, действующей на сами блоки. Центр давления по мере увеличения длины блоков начинает перемещаться вперед. При приближении длины боковых блоков к длине центрального положения центра давления комбинации стремится к тому положению, которое соответствует изолированному центральному корпусу.

На базе многочисленных аэродинамических исследований к настоящему времени разработаны различные подходы к оценке аэродинамических характеристик как моноблочных, так и полиблочных схем. Ниже представлены наиболее простые из них.

Приближенная оценка аэродинамических характеристик РКН моноблочной схемы. Для определения аэродинамических характеристик РКН моноблочной схемы, представляющих собой комбинацию последовательно расположенных конических и цилиндрических тел вращения, теоретические методы расчета аэродинамических сил и моментов достаточно глубоко разработаны только для сверхзвуковых скоростей. Для выполнения проектных расчетов уже на первых их этапах желательно иметь хотя бы приближенные оценки аэродинамических характеристик в остальном диапазоне и особенно, как отмечалось выше, для трансзвуковых скоростей. Для этих целей можно воспользоваться простыми полуэмпирическими формулами, разработанными с привлечением большого объема результатов экспериментальных исследований.

В частности, аэродинамические характеристики тел вращения, образованные цилиндрическими и коническими поверхностями, могут быть представлены в виде суммы коэффициентов соответствующих отдельных частей (рис. 16.7) с указанием номеров типовых элементов:

$$C_{x_0} = K_1(C_{x_0})_1 \frac{d^2}{D^2} + K_2(C_{x_0})_2 \left(1 - \frac{d^2}{D^2}\right) + K_3(C_{x_0})_3; \quad (16.1)$$

$$C_Y^\alpha = K_1(C_Y^\alpha)_1 \frac{d^2}{D^2} + K_2(C_Y^\alpha)_2 \left(1 - \frac{d^2}{D^2}\right) + K_3(C_Y^\alpha)_3, \quad (16.2)$$

где C_{x_0} — коэффициент продольной силы при $\alpha = 0$; C_Y^α — производная коэффициента нормальной силы по углу атаки; K_1, K_2, K_3 — эмпирические коэффициенты, учитывающие особенности аэродинамических характеристик, присущие телам вращения, состоящим из последовательно соединенных конуса, цилиндра, усеченного конуса и цилиндра. Для приближенных расчетов при относительном удлинении цилиндра передней части $\lambda_{\text{уд}} > 2$ можно принять равными $K_1 = K_2 = K_3 = 1$.

Положение центра давления усеченного конуса определяется известным соотношением

$$(x_{\text{ц.д.}})_k = \frac{2 - \frac{d}{D} \left(1 + \frac{d}{D}\right)}{3 \left(1 - \frac{d^2}{D^2}\right)} l_k, \quad (16.3)$$

где d, D — меньший и больший диаметры соответственно; l_k — длина усеченного конуса.

Соотношение (16.3) справедливо и для полного конуса при $d = 0$.

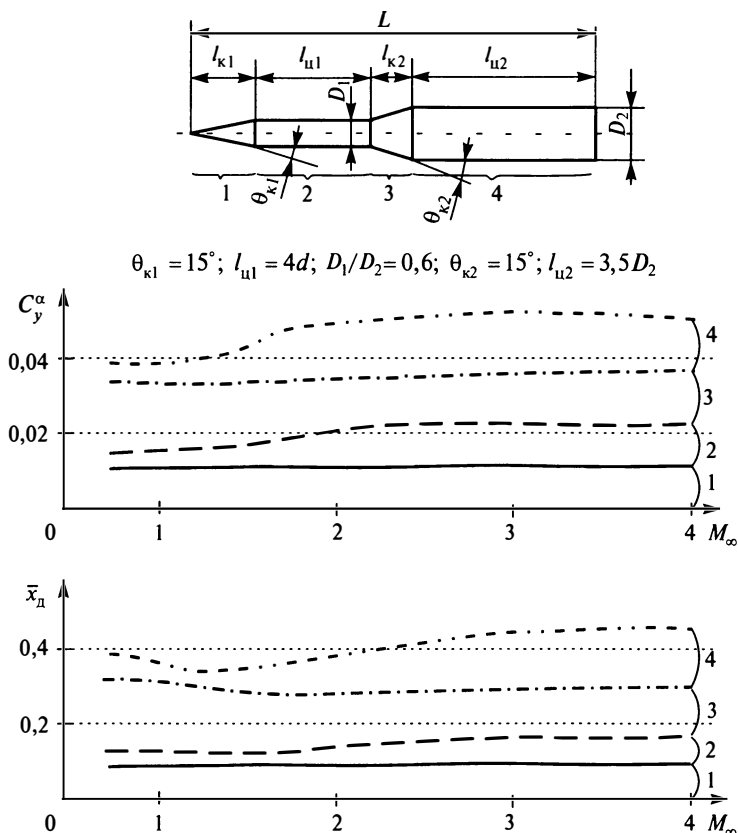


Рис. 16.7. К определению основных аэродинамических характеристик составных тел моноблочной структуры [16.1]:

$\theta_{k1} = 15^\circ; l_{u1} = 4D_1; D_1/D_2 = 0,6; \theta_{k2} = 15^\circ; l_{u2} = 3,5D_2$

Следует заметить, что в широком диапазоне скоростей и типовых конфигураций для РКН моноблочной схемы положение центра давления комбинации, входящих в нее частей изменяется очень незначительно — в пределах $(0,45...0,35)L$: большие значения характерны для скоростей до $2M$, а меньшие — для скоростей больше $2M$.

Приближенная оценка аэродинамических характеристик РКН полиблочной схемы. Определение аэродинамических характеристик РКН полиблочной схемы связано с определенными трудностями. В первую очередь это вызвано многорежимностью их полета от малых дозвуковых скоростей до больших сверхзвуковых скоростей, включая и трансзвуковой режим полета, который оказывается расчетным для аэро-

намических нагрузок, действующих на конструкцию. Аэродинамические характеристики полиблочных компоновок в значительной степени определяются воздействием интерференции между отдельными частями РКН. Сложность обтекания форм не позволяет использовать расчетные методы определения аэродинамических характеристик во всем диапазоне скоростей. Поэтому в конкретных случаях приходится прибегать к экспериментальным методам исследования.

В то же время наличие большого объема экспериментальных материалов позволяет на их базе проводить оценки аэродинамических характеристик с использованием так называемых полуэмпирических формул, дающих приемлемую для предварительного проектирования точность.

В частности, коэффициент продольной силы может быть определен по формуле

$$C_{x_0} = K_{C_{x_0}} [(C_{x_0})_{\text{ц}} K_{\text{ц}} + (C_{x_0})_{\text{бок}} K_{\text{бок}}], \quad (16.4)$$

Аналогично может быть определена и величина производной нормальной силы и продольного момента по углам атаки:

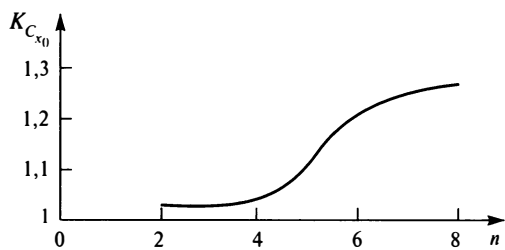
$$\begin{aligned} C_Y^\alpha &= K_{C_Y^\alpha} [(C_Y^\alpha)_{\text{ц}} K_{\text{ц}} + (C_Y^\alpha)_{\text{бок}} K_{\text{бок}}]; \\ m_Z^\alpha &= K_{m_Z^\alpha} [(m_Z^\alpha)_{\text{ц}} K_{\text{ц}} + (m_Z^\alpha)_{\text{бок}} K_{\text{бок}}]. \end{aligned} \quad (16.5)$$

В формулах (16.4) и (16.5) $(C_{x_0})_{\text{ц}}$, $(C_Y^\alpha)_{\text{ц}}$, $(m_Z^\alpha)_{\text{ц}}$ — аэродинамические коэффициенты центрального тела при $\alpha \approx 0$; $(C_{x_0})_{\text{бок}}$, $(C_Y^\alpha)_{\text{бок}}$, $(m_Z^\alpha)_{\text{бок}}$ — аэродинамические коэффициенты боковых блоков при $\alpha \approx 0$; $K_{\text{ц}} = \frac{S_{\text{ц}}}{S_{\text{м}}}$; $K_{\text{бок}} = \frac{nS_{\text{бок}}}{S_{\text{м}}}$; $S_{\text{ц}}$ — площадь поперечного сечения центрального тела; $S_{\text{бок}}$ — площадь поперечного сечения бокового блока; n — число боковых блоков.

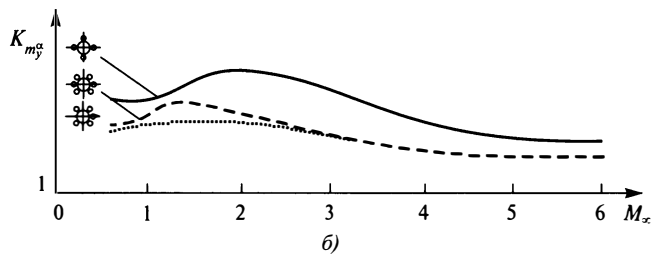
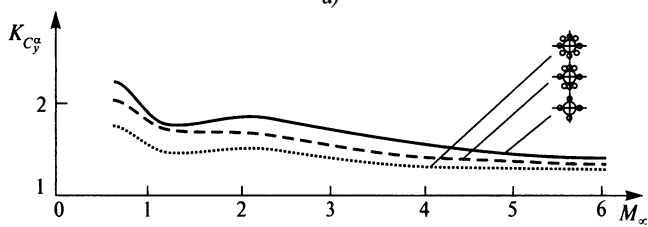
Коэффициенты $K_{C_{x_0}}$, $K_{C_Y^\alpha}$, $K_{m_Z^\alpha}$, характеризующие интерференцию элементов комбинации, представлены на рис. 16.8.

Рис. 16.8. Коэффициенты для определения аэродинамических характеристик тел полиблочной структуры [16.1]:

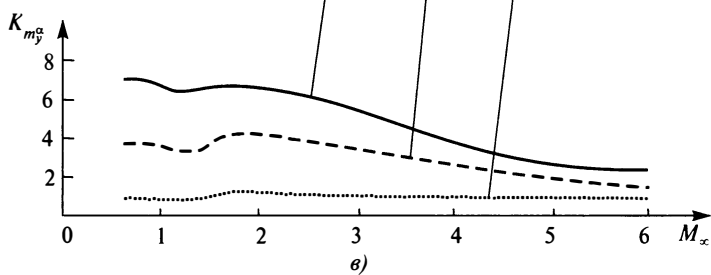
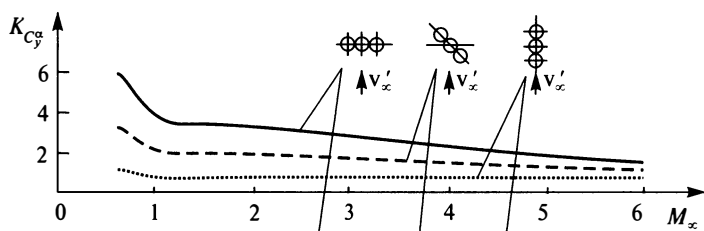
a — зависимость коэффициента интерференции $K_{C_{x_0}}$ от числа боковых блоков на центральном корпусе; b — зависимости коэффициентов интерференции $K_{C_Y^\alpha}$, $K_{m_Z^\alpha}$ от числа M_∞ для различного числа боковых блоков на центральном корпусе; v — зависимости коэффициентов интерференции $K_{C_Y^\alpha}$, $K_{m_Z^\alpha}$ от числа M_∞ для РКН трехблочной схемы при различных ориентациях плоскости блоков к плоскости углов атаки



a)



b)



c)

При числе блоков больше, чем четыре, аэродинамические характеристики практически не зависят от расположения блоков по окружности центрального корпуса. Этого нельзя сказать при наличии двух блоков на центральном корпусе. В этом случае аэродинамические характеристики в сильной степени зависят от ориентации боковых блоков к набегающему потоку, поэтому коэффициенты $K_{C_Y^a}, K_{m_Z^a}$ (рис. 16.8, в) для трехблочной схемы приведены в зависимости от расположения блоков на центральном корпусе.

Положение центра давления можно определять по вычисленным ранее значениям коэффициентов нормальной силы и продольного момента

$$x_{ц.д} = \frac{m_Z^a}{C_Y^a}. \quad (16.6)$$

Следует заметить, что для характерных обводов современных отечественных полиблочных РКН основные аэродинамические характеристики имеют достаточно подобный вид. В качестве примера на рис. 16.9 представлены основные аэродинамические характеристики для двух РКН полиблочной схемы, характерной для РКН семейства «Союз» и для РКН «Протон». Этими данными можно пользоваться для приближенного проектно-баллистического анализа РКН подобных конфигураций, не прибегая на ранних этапах проектирования собственно к расчету аэродинамических характеристик.

Как уже упоминалось выше, *влияние аэродинамической компоновки сказывается также на таких свойствах РКН, как устойчивость и управляемость*. Одним из ключевых параметров, связанных с аэродинамической компоновкой и влияющих на устойчивость и управляемость, является возмущающий момент, величина которого определяется выражением (рис. 16.10):

$$M_{z_1} = C_Y \frac{\rho V^2}{2} S_m (x_{ц.д} - x_{ц.м}), \quad (16.7)$$

где C_Y — аэродинамический коэффициент подъемной силы; $\frac{\rho V^2}{2}$ — скоростной напор; S_m — площадь миделя; $x_{ц.д}$ — координата центра давления; $x_{ц.м}$ — координата центра масс.

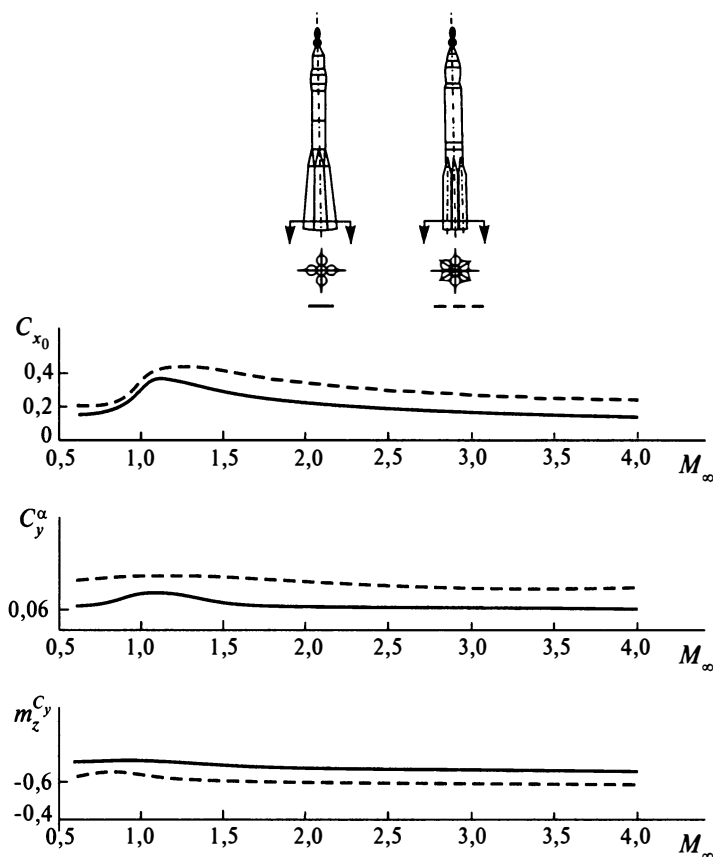


Рис. 16.9. Характерные изменения аэродинамических характеристик функции числа M_∞ для двух конфигураций РКН [16.1]

С учетом того, что движение РКН в атмосфере происходит с малыми углами атаки, для определения коэффициента нормальной силы справедливо соотношение:

$$C_Y = C_Y^\alpha \alpha,$$

где C_Y^α — производная коэффициента нормальной силы; α — угол атаки.

Выражение (16.7) запишется следующим образом:

$$M_{z_1} = \frac{\partial C_Y}{\partial \alpha} \alpha \frac{\rho V^2}{2} S_m L \left(\frac{x_{ц.д} - x_{ц.м}}{L} \right), \quad (16.8)$$

где L — длина РКН.

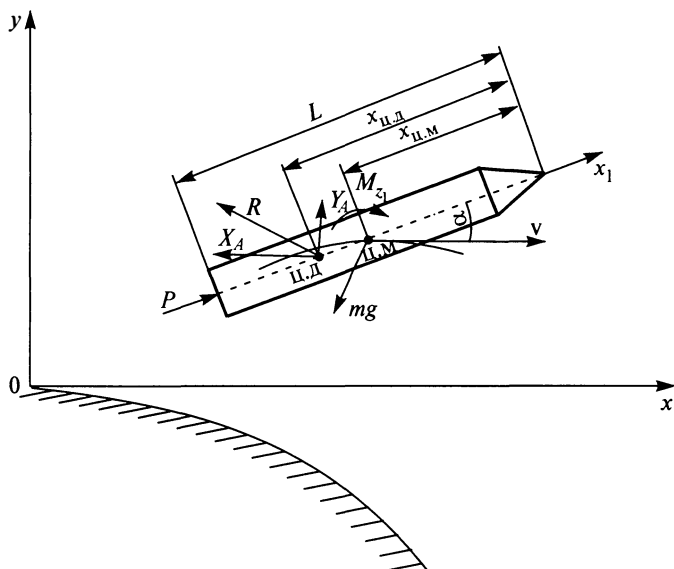


Рис. 16.10. Схема действующих на РКН сил и моментов (в плоскости тангажа)

Выражение $\frac{x_{ц.д} - x_{ц.м}}{L}$ принято называть запасом статической устойчивости.

Производная коэффициента нормальной силы по углу атаки полностью определяется аэродинамической компоновкой ракеты-носителя и возрастает при наличии конических поверхностей в обводах ракетных блоков и выступающих элементов конструкции, а также при установке стабилизаторов. Ее величина, как показано выше, зависит от сочетания форм ракетных блоков и расположения их относительно друг друга.

Положение центра давления обусловлено законом распределения аэродинамического давления по длине корпуса ракеты-носителя. Зоны повышенного давления возникают на конических поверхностях и цилиндрических участках корпуса, примыкающих к этим поверхностям, на выступающих и несущих элементах. Их расположение в носовой части ракеты-носителя приводит к смещению центра давления вперед, в хвостовой части — назад.

Относительные расположения центра масс и центра давления также полностью определяются компоновочной схемой. Идеальной считается компоновочная схема, статически нейтральная в широком диапазоне скоростей и не имеющая элементов конструкции, выступающих за обводы корпуса. Такая схема характеризуется ми-

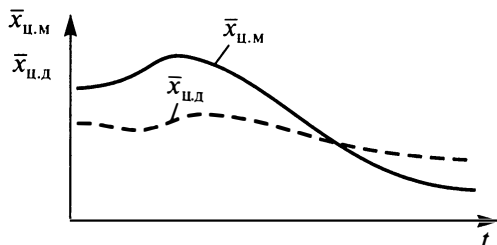


Рис. 16.11. Характер изменения положения центра масс и центра давления в функции времени

нимально необходимой эффективностью органов управления для обеспечения устойчивого движения РКН по заданной программе полета.

Однако поддержание такого относительного положения практически невозможно, так как в процессе полета происходит выработка топлива и положение центра масс соответственно изменяется. При этом изменение скорости влечет за собой, как отмечалось выше, некоторое изменение положения центра давления. В результате (рис. 16.11) возможна ситуация, когда статическая устойчивость в процессе полета меняет знак. В приведенном на рис. 16.11 примере в начале полета РКН статически неустойчива, в процессе полета становится статически нейтральной, а далее — статически устойчивой. Увеличение статической неустойчивости РКН приводит к увеличению потребных углов отклонения органов управления, что вызывает в конечном итоге возрастание нагрузок на корпус ракеты-носителя, утяжеление двигателей и увеличение потерь тяги на ее управление.

Такую ситуацию можно смягчить за счет использования в хвостовой части стабилизирующих аэродинамических устройств, благодаря чему центр давления во всем диапазоне скоростей смещается в сторону хвостовой части. На практике используются самые разнообразные типы стабилизаторов, но в большинстве случаев это или перьевые стабилизаторы, или конические стабилизирующие юбки (рис. 16.12). Другой подход заключается в смещении в сторону носовой части центра масс РКН, что реализуется за счет размещения более тяжелых элементов в передней части, в первую очередь за счет переднего расположения окислителя в топливных отсеках, что не всегда выгодно с точки зрения обеспечения наилучших массовых характеристик конструкции, так как может привести к увеличению действующих на ракету-носитель нагрузок, ухудшению аэродинамических обводов, силовой схемы и т. п.

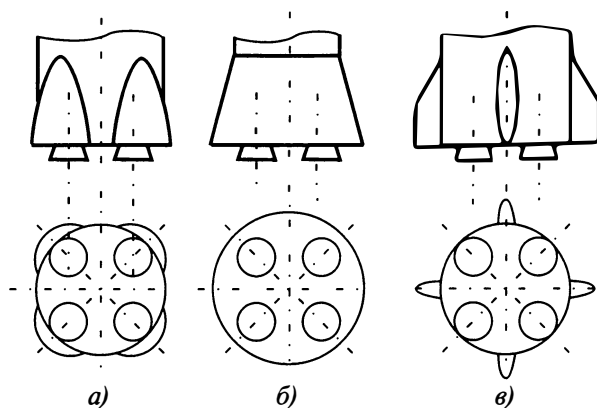


Рис. 16.12. Варианты аэродинамических стабилизаторов
а — местные обтекатели; *б* — коническая юбка; *в* — оперение

Список литературы

16.1. **Петров К.П.** Аэродинамика транспортных космических систем. М.: Эдиториал УРСС, 2000. 368 с.

16.2. **Петров К.П.** Аэродинамика тел простейшей формы. М.: Факториал, 1998. 480 с.

16.3. **Основы** конструирования ракет-носителей космических аппаратов: Учебник для студентов вузов / Б.В. Грабин, О.И. Давыдов, В.К. Сердюк и др.; под ред. В.П. Мишина, В.К. Карраска. М.: Машиностроение, 1991. 416 с.

16.4. **Ракеты-носители** В.А. Александров, В.В. Владимиров, Р.Д. Дмитриев, С.О. Осипов; под ред. С.О. Осипова М.: Воениздат, 1981. 315 с.

16.5. **Карраск В.К.** Проектирование конструкций летательных аппаратов (выбор основных проектных решений и параметров): учебное пособие. М.: МАИ, 1987. 84 с.

ВНУТРЕННЯЯ КОМПОНОВКА РКН

Требования к внутренней компоновке. Космическая головная часть. Топливные отсеки. Компоновка двигательных отсеков. Компоновка оборудования системы управления

Под внутренней компоновкой ракеты понимается совокупность параметров, характеризующих форму топливных баков и двигателей, их расположение относительно друг друга и относительно двигателя, конструктивное исполнение приборного отсека и его расположение, а также расположение органов управления, внутрибаковых агрегатов и устройств. Если рассматривать внутреннюю компоновку как одну из проектных работ, то ее можно также определить как процедуру размещения элементов РКН (полезного груза, топливных баков, двигателей и т.д.) в объемах, замыкаемых внешними обводами.

Требования к внутренней компоновке вытекают из общих требований к конструктивно-компоновочной схеме РКН в целом, сформулированных выше по отношению к внешней компоновке. Задачи формирования внешних обводов и расположение под этими обводами компонентов топлива, агрегатов ДУ, оборудования СУ и т.п. являются взаимосвязанными. Следовательно, принятие решений по обоим задачам должно осуществляться в комплексе.

Удовлетворение каждого из требований связано с задачами внутренней компоновки. В частности, рациональное сочетание аэродинамических и массовых характеристик диктует определенное расположение центра масс аппарата и стабильность его положения в процессе полета, что достигается, в первую очередь, взаимным расположением топливных баков различных компонентов, масса и плотность которых могут различаться очень существенно.

Выполнение требования, касающегося плотности компоновки РКН в целом, практически полностью определяется формой и размещением топливных баков, расположением и силовой «завязкой» двигателей.

С учетом опыта создания ракетной техники можно указать на следующие положения, которыми можно руководствоваться при внутренней компоновке:

- компоновка должна предусматривать максимальную плотность топливных отсеков, оборудования и агрегатов. Чем выше плотность компоновки, тем меньше габаритные размеры и, как правило, мень-

ше масса конструкции. При этом необходимо иметь в виду, что это идет в противоречие с удобствами при изготовлении и эксплуатации;

- оборудование системы управления и бортовой автоматики целесообразно размещать на ускорителе последней ступени, сконцентрировав его в едином приборном отсеке. Это обеспечивает не только наиболее благоприятные условия их функционирования, но также доступ к ним на всех этапах эксплуатации на Земле;

- компоновка должна обеспечивать технологичность изготовления, сборки, контроля и испытаний частей, отсеков ускорителей и РКН в целом. При этом должны быть предусмотрены технологические разъемы, допускающие их обслуживание на разных рабочих местах. Должен быть также предусмотрен свободный доступ к наиболее ответственным агрегатам и аппаратуре для демонтажа и замены в случае их ненормального функционирования на этапе наземных проверок.

Таким образом, рассматривая каждое из упомянутых требований, можно выделить роль внутренней компоновки в их достижении. Какими путями и средствами может быть реализована эта задача, рассмотрено ниже применительно к каждой части (отсеку) ракеты.

Как материальный объект, РКН — это космическая часть и собственно ракета-носитель, которая, в свою очередь, состоит из нескольких ускорителей. Каждый ускоритель может быть представлен в виде одного или нескольких ракетных (или других) блоков. Компоновка каждого из них имеет свою специфику и требует отдельного рассмотрения.

Космическая часть, как правило, размещается на верхней части РКН соосно с ее продольной осью, что диктуется условиями ее обтекания при полете в атмосфере и предпочтительностью нагружения оболочечных конструкций вдоль продольной оси (рис. 17.1, *а*). Этим и объясняется принятое для нее название — **космическая головная часть** (КГЧ).

Однако с увеличением размеров РКН и особенно ее длины увеличивается изгибающий момент на среднюю часть корпуса и появляются проблемы, связанные с его жесткостью. Особенно это проявляется при наличии на полезной нагрузке больших аэродинамических поверхностей, влекущих за собой большие изгибающие моменты на корпус РКН даже при незначительных углах атаки. В таком случае предпочтительным может оказаться параллельное с корпусом последнего ускорителя расположение полезного груза (см. рис. 17.1, *в*).

Космическая головная часть включает в свой состав (см. рис. 17.1, *а* и *б*) полезный груз, разгонный блок (если он предусматривается в составе РКН) и головной обтекатель (ГО), защищающий полезную нагрузку от воздействия внешней среды на атмосферном участке полета. Полезная нагрузка может быть представлена в виде одного космического объекта или нескольких. В последнем случае космические объекты могут выводиться группой на одну орбиту или на индивидуальные орбиты.

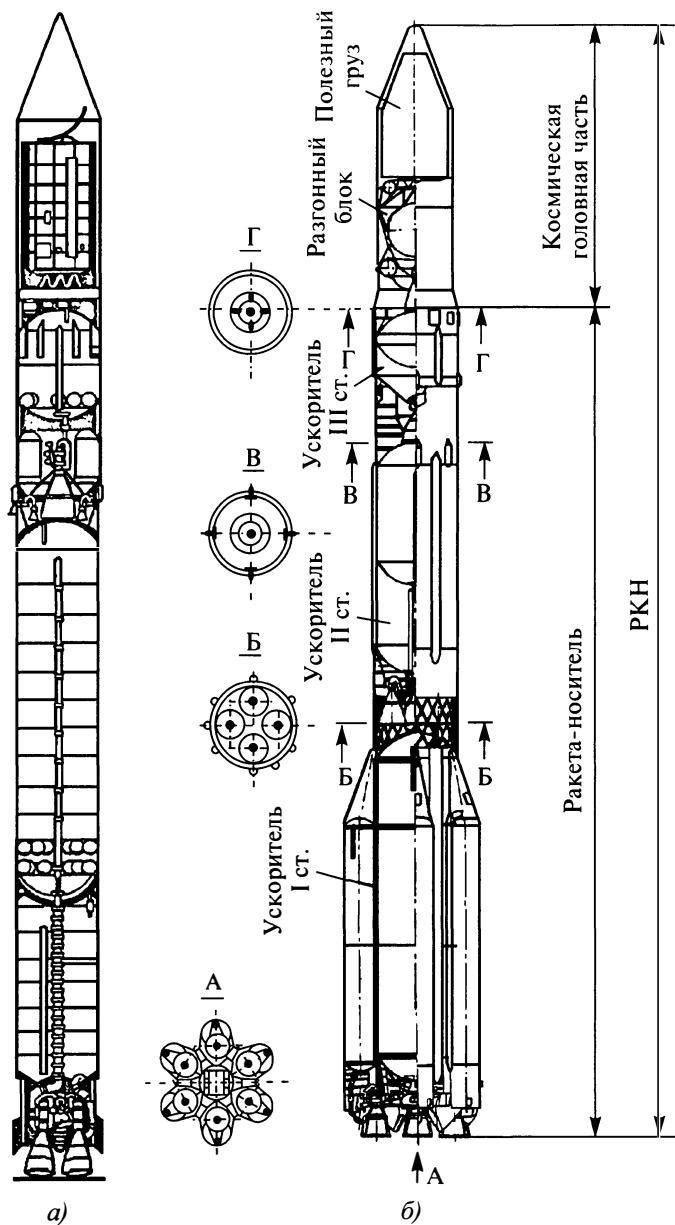
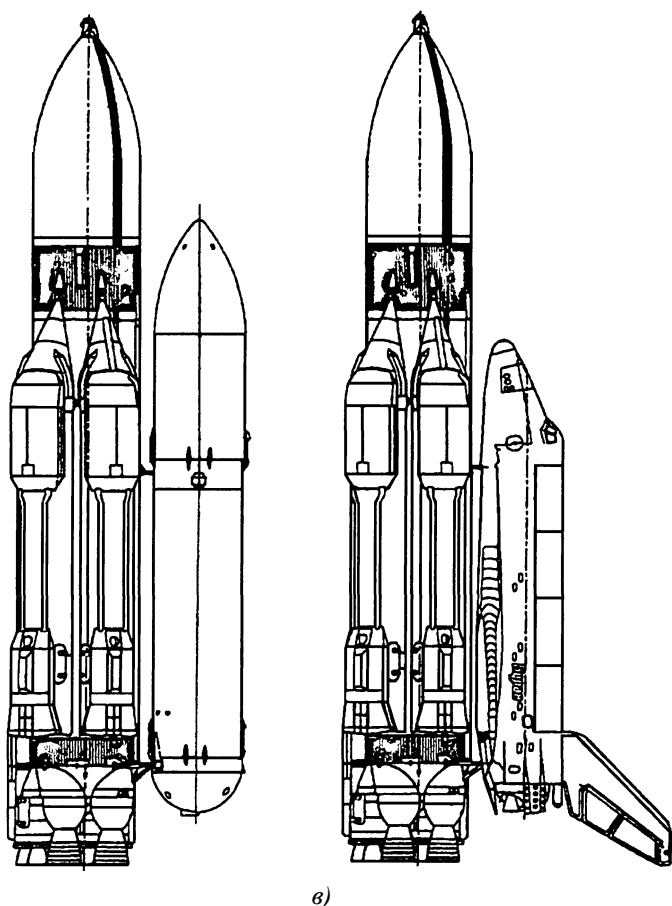


Рис. 17.1. Примеры внутренней компоновки РКН моноблочной (а) и полиблочной (б)



в)

Рис. 17.1, в. Пример параллельного расположения полезного груза и ускорителя

Следует отметить, что ГО может защищать не весь полезный груз, а только его переднюю часть, что, соответственно, уменьшает размеры и массу ГО. Но такое решение возможно, только если корпус полезного груза и РБ не требуют специальной защиты от воздействия атмосферы, как это было реализовано в РКН «Протон» при выведении крупногабаритных блоков орбитальной станции.

Выбор формы ГО обсуждался выше, где анализировалось влияние ее геометрических параметров на аэродинамические характеристики РКН и обращалось внимание на большое разнообразие форм: от конической, практически полностью повторяющей форму головной

части баллистической ракеты, до цилиндрической с конической передней, а иногда и конической кормовой частью и большим удлинением цилиндрической части.

Переход от чисто конических обводов с малым углом конусности, обеспечивающим благоприятное обтекание, к формам с несколькими коническими и цилиндрическим участками вызван широким диапазоном плотностей полезного груза ($100 \dots 1000$) $\text{кг}/\text{м}^3$ и появлением ситуаций, когда диаметр полезного груза превышает диаметр ускорителя (ракетного блока) последней ступени. Разнообразие выводимых космических объектов как в части рабочих орбит, функционального назначения, так масс и габаритов, при индивидуальном изготовлении для каждого из них головного обтекателя очень существенно увеличило бы затраты и время на их создание. Поэтому для большинства РН, особенно большой грузоподъемности, создается несколько ГО, отличающихся, в первую очередь, внутренним объемом, что с минимальными потерями в массовых характеристиках РН позволяет использовать такие ГО для полезных грузов различной плотности (рис. 17.2).

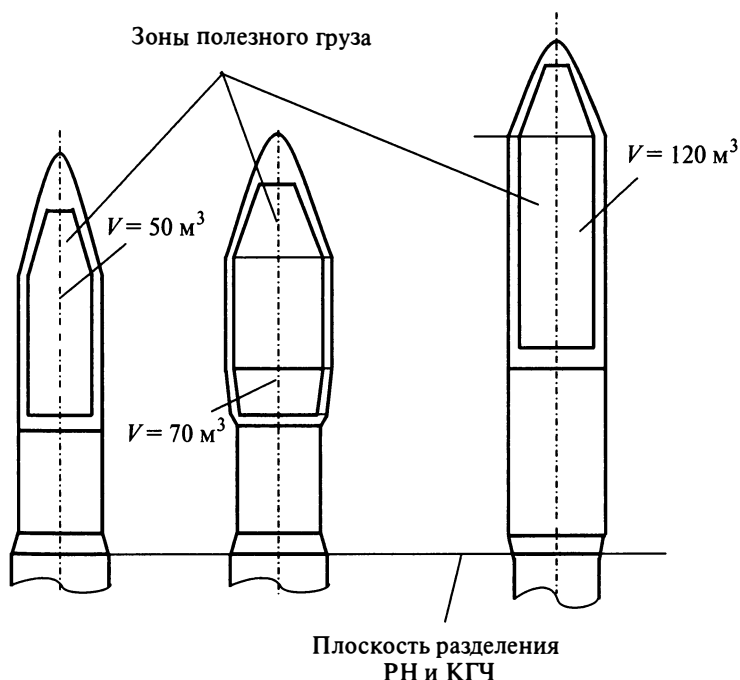


Рис. 17.2. Пример набора головных обтекателей для полезных грузов различной плотности

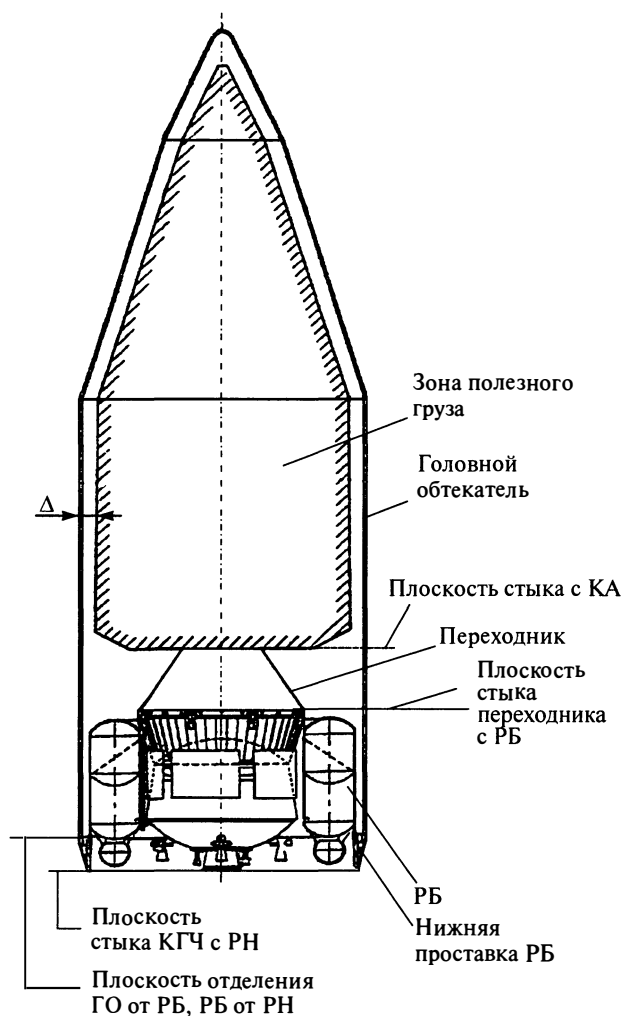


Рис. 17.3. Пример зоны полезного груза с одним КА

Обязательным условием при размещении космического объекта под обтекателем является регламентированный зазор между поверхностью ГО и конструкцией объекта. Так образуется зона полезного груза (рис. 17.3), включающая кроме контура ГО контур верхней части ускорителя последней ступени или разгонного блока, если такой предусмотрен в схеме выведения. Обязательным или крайне желательным является также расположение центра масс полезной нагрузки в целом на про-

дольной оси РКН. Кроме того, регламентируется максимальный изгибающий момент относительно плоскости стыка с РН.

Учитывая конструктивную индивидуальность полезного груза, его соединение с РН или РБ в большинстве случаев осуществляется через дополнительный конструктивный элемент-переходник (адаптер).

Изначально каждая РКН выводила на орбиту один космический объект. С увеличением грузоподъемности РКН получили распространение групповые запуски, когда в составе КГЧ имеется несколько различных или однотипных полезных грузов. Их компоновка может быть реализована следующим образом:

- последовательно друг за другом вдоль продольной оси РКН;
- параллельно друг другу, образуя так называемую кассетную группу;
- последовательно-параллельное размещение, как комбинация двух предыдущих;
- расположение космического объекта в любом свободном объеме КГЧ или ускорителя последней ступени.

В первом варианте для установки друг за другом космических объектов используются специальные переходные конструкции. Первый опыт такой компоновки был использован на РКН Ariane 4 (рис. 17.4, а), когда на переходную к геостационарной орбиту вы-

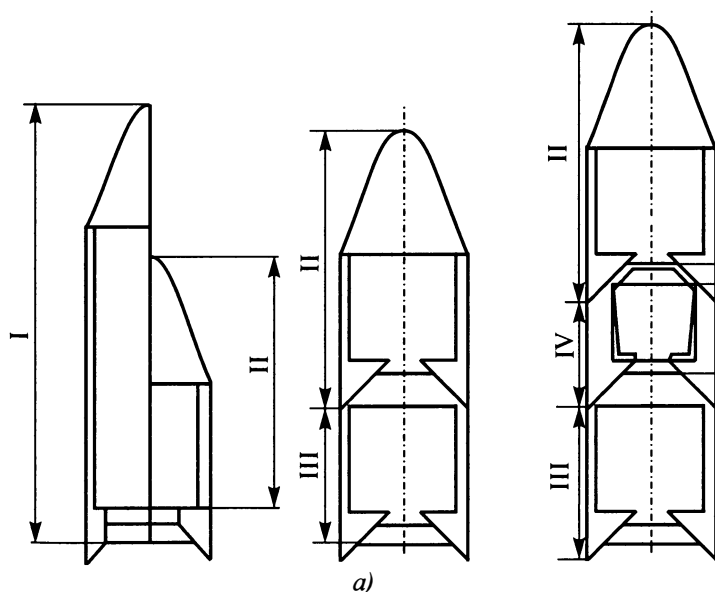


Рис. 17.4. Пример компоновки КГЧ с несколькими КА

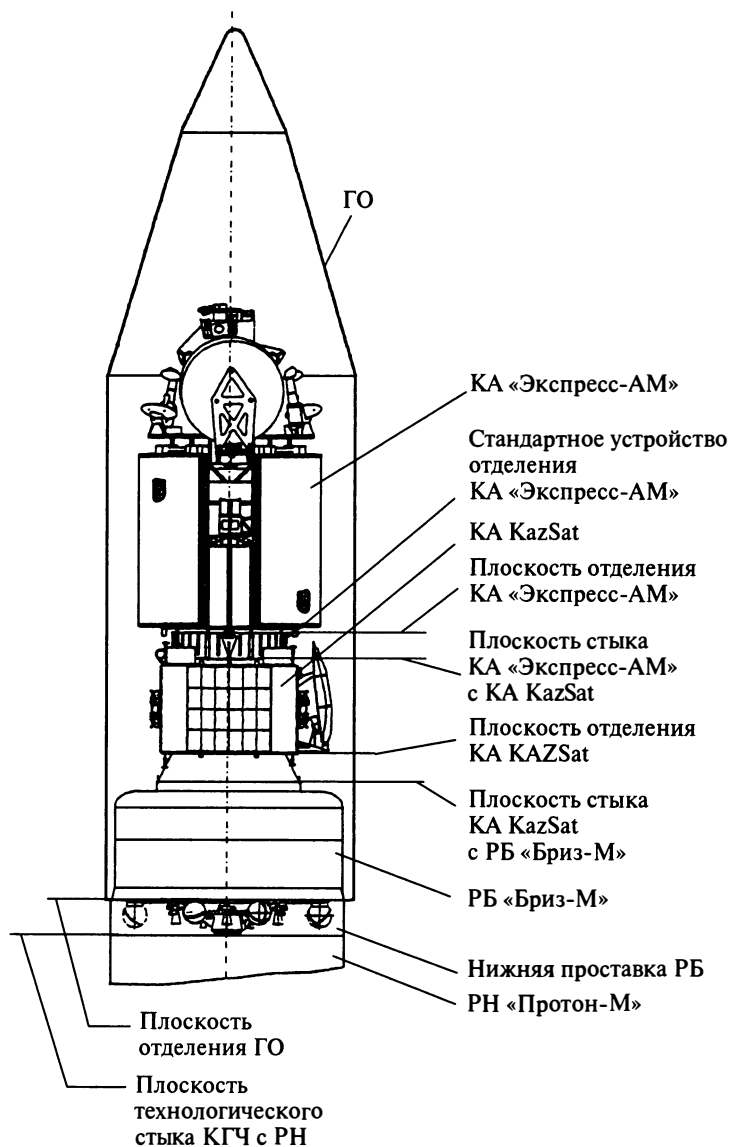


Рис. 17.4. Окончание

водились по два и три геостационарных ИСЗ. Этот опыт продолжается и используется на РКН Ariane 5.

Возможна также установка двух и более космических объектов друг на друге с передачей усилий от вышеразположенных объектов к РН или к разгонному блоку через корпус нижнего объекта. Один из вариантов такого решения применительно к РКН «Протон» представлен на рис. 17.4, б.

Во втором варианте космические объекты располагаются параллельно друг другу, симметрично относительно продольной оси (рис. 17.5, а) на общей конструктивной базе.

В третьем варианте космические объекты (рис. 17.5, б) для более полного использования объема под обтекателем космические объекты располагаются в два (а возможно, и более) этажа, используя контур, близкий к контуру зоны полезного груза.

Переднее расположение полезной нагрузки и защита ее головным обтекателем являются логическим развитием компоновок баллистических ракет первого поколения, и это характерно для подавляющего числа схемных решений одноразовых РКН. Однако, как отмечалось выше, с увеличением размеров РН и при переходе к РН с многоразовыми элементами более рациональной оказалась схема с параллельным размещением отсека полезного груза (см. рис. 17.1, в). Такая схема реализована в РКН «Энергия». Благодаря такой схеме РКН «Энергия» использовалась как для выведения космического самолета «Буря», так и для выведения других крупногабаритных грузов с защитным кожухом (обтекателем).

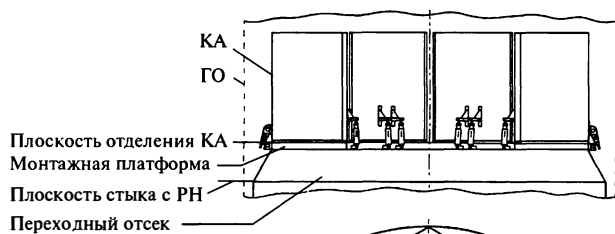
Топливные баки являются принадлежностью каждого ускорителя и ключевым элементом в его компоновке, так как в нем (ускорителе) размещаются компоненты топлива, составляющие до 90 % от массы ускорителя и до 80 % от его объема, а их баки составляют основную долю сухой массы. Именно этим объясняется то внимание, которое уделяется выбору их геометрических параметров.

Одним из основных исходных данных при выборе геометрических параметров топливных баков является его объем, который должен обеспечить размещение заданного количества компонента топлива V_T и внутренних элементов $V_{арм}$ (включая конструктивные элементы и арматуру ДУ), а также выделение свободного объема для газовой подушки $V_{под}$:

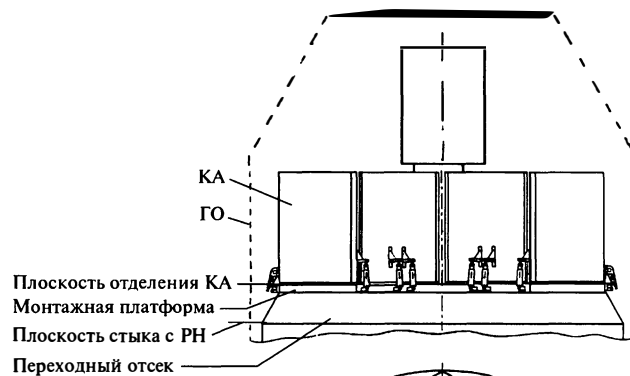
$$V_6 = V_K + V_{арм} + V_{под} \pm V_{маг}, \quad (17.1)$$

где $V_K = \frac{m_{зап}}{\rho}$ — объем заправляемого компонента; $m_{зап}$, ρ — масса и

плотность заправляемого компонента соответственно; $m_o = m_T \frac{K}{1+K}$ —



а)



б)

Рис. 17.5. Пример компоновки КГЧ с одноярусным (а) и многоярусным (б) размещениями полезных грузов

масса окислителя; $m_r = m_t \frac{1}{1 + K}$ — масса горючего; $V_{арм} \approx 0,005V_t$;

$V_{под} = (0,02...0,05)V_t$ — меньшие значения для высококипящих компонентов, большие — для низкокипящих компонентов топлива;

$V_{маг} = \pi r_b^2 h_m$ — объем магистрали; $r_b = r_m + \Delta$ — внешний радиус магистрали (или тоннельной трубы, если у компонентов различные темпе-

ратуры (рис. 17.6)); $r_m = \sqrt{\frac{\dot{m}}{\pi \rho v_k}}$ — радиус магистрали; $\dot{m}$ — массовый

расход компонента; $v_k = (6...10)$ м/с — скорость движения компонента в магистрали (меньшие значения для компонентов с высокой плотно-

стью, большие для компонентов с низкой плотностью); $\Delta = (0,2...0,3)r_m$ — зазор между магистральной и тоннельной трубами;

h_m — длина магистрали.

Знак « $\leftrightarrow$ » в формуле (17.1) соответствует компоненту, располагаемому в верхнем баке отсека, а « $\leftrightarrow$ » — компоненту, располагаемому в нижнем баке отсека, если через него проходит магистраль вышерасположенного компонента.

Газовой подушкой называется свободный объем в топливном баке, который предусматривается для того, чтобы:

- поддерживать в процессе запуска необходимый уровень давления;
- обеспечить в заданном диапазоне давление в баке при колебании температуры окружающей среды;
- компенсировать расширение топлива при увеличении температуры окружающей среды при хранении и при аэродинамическом нагреве верхних ступеней в полете;
- обеспечить необходимый объем при выделении растворенных в топливе газов и продуктов разложения топлива;
- обеспечить объем для компенсации неточности при выдаче заправочной дозы компонента топлива наземными средствами заправки;

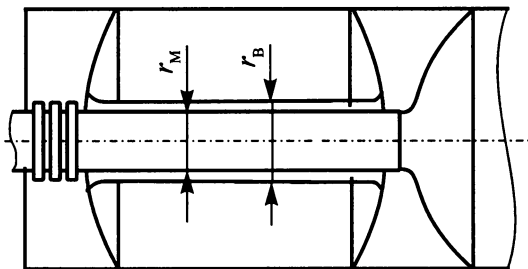


Рис. 17.6. К определению объемов топливных баков

- исключить возможное травление через предохранительный клапан из баков верхних ступеней ракеты во время полета до запуска.

Объем газовой подушки зависит в основном от типа компонентов топлива (меньший — для высококипящих компонентов, больший — для низкокипящих компонентов топлива). В некоторых случаях объем подушки определяется условиями размещения контрольно-измерительной и другой аппаратуры.

Исходя из требуемого объема бака определяются его форма и геометрические параметры. Основными критериями при выборе геометрической формы баков являются конструктивное совершенство топливного отсека в целом, простота конструкции днищ, технологической оснастки и оборудования, изготовления баков, а также плотность компоновки топливного отсека. Плотность компоновки — это отношение объема топлива V_T к объему воображаемого цилиндра $V_{в.ц}$, ограниченного расстоянием между теоретическими вершинами нижнего днища заднего бака и верхнего днища переднего бака (рис. 17.7), которое косвенно характеризует его конструктивное совершенство:

$$k_{\text{ком}} = \frac{V_T}{V_{\text{в.ц}}}. \quad (17.2)$$

Формы баков, нашедших применение в РН, достаточно разнообразны (рис. 17.8, *а*). Но, рассматривая возможности формирования на их базе топливных отсеков, это разнообразие, благодаря различным комбинациям, существенно больше (см. рис. 17.8, *б*). Преимущественно это разнообразие связано с поиском компоновочных решений топливных отсеков и РКН в целом, компромиссных с позиций массовых, аэродинамических, эксплуатационных и технологических показателей.

В зависимости от схемного решения РКН можно встретить моноблочные и многоблочные компоновки топливных отсеков (рис. 17.9). Моноблочные отсеки (рис. 17.9, *а*) могут иметь как отдельные баки для окислителя и горючего, соединенные промежуточным отсеком, так и баки, имеющие общие элементы. В обоих случаях они существуют на основных этапах жизненного цикла — от сборки на заводе до завершения функционирования — как один конструктивный эле-

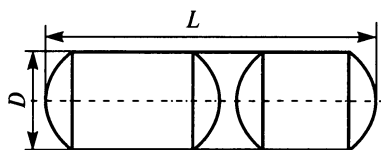
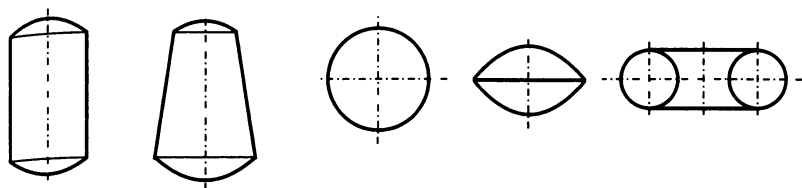
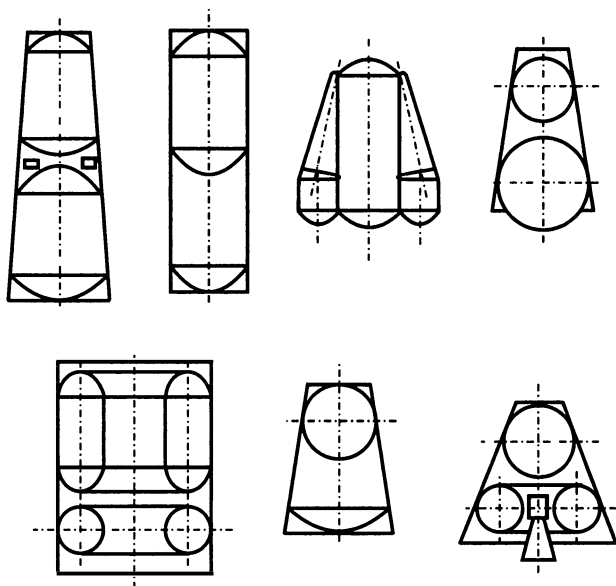


Рис. 17.7. Геометрические параметры воображаемого цилиндра



a)



б)

Рис. 17.8. Формы баков (а) и варианты форм топливных отсеков (б)

мент. Это характерно, в первую очередь, для топливных отсеков РКН легких классов. Однако имеется ряд исключений, относящихся к РКН тяжелого и сверхтяжелого классов: РКН Saturn 5 (США), «Энергия» (Россия). Многоблочные топливные отсеки (рис. 17.9, б) встречаются в основном в РКН тяжелого класса (РКН Saturn 1В, РКН «Протон»). В последнем случае такая компоновочная схема способствовала транспортабельности крупных элементов РКН «Протон», что является чрезвычайно важным, учитывая расположение производственной базы и стартовой позиции для этой РКН. По конструктивно-компоновочной схеме принято различать два основных типа топливных отсеков: с несущими баками (рис. 17.10, а) и с подвесными

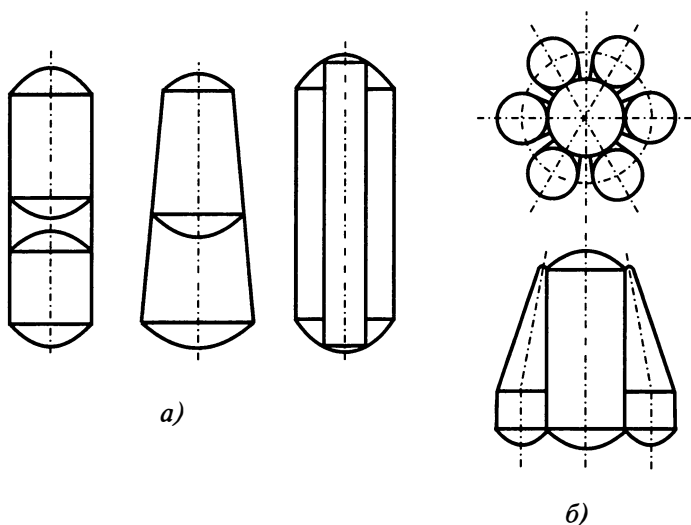


Рис. 17.9. Моноблочные (а) и полиблочные (б) топливные отсеки

баками (рис. 17.10, б). Находят применение также топливные баки, которые занимают промежуточное положение между несущими и подвесными баками (рис. 17.10, в).

Большое разнообразие топливных баков по формам во многом определяется требованиями компоновки топливных отсеков в составе РКН. Для нижних ступеней с относительно большим запасом топлива обычно удлинение ускорителей нижних ступеней больше, чем верхних, что предопределяет цилиндрические баки (иногда возможны конические и реже, как исключение, сферические). Для ускорителей верхних ступеней, как правило, характерно небольшое удлине-

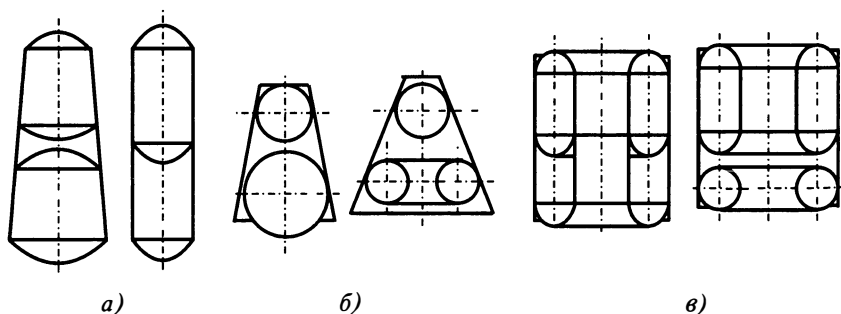


Рис. 17.10. Конструктивно-силовые схемы топливных баков

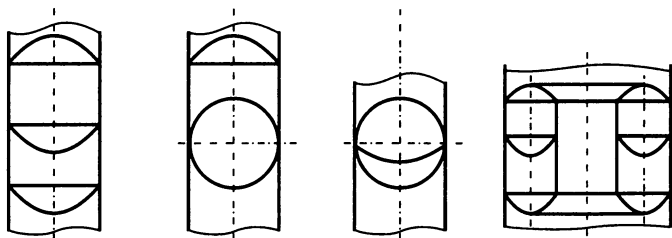


Рис. 17.11. Баки с совмещенными днищами

ние, и поэтому в них часто встречаются такие формы, как тор, сфера, «чечевица» и т.п. И здесь можно наблюдать исключения (например, использование цилиндрических кислородно-водородных топливных отсеков для верхних ускорителей, включая разгонные блоки).

Схема топливного отсека с совмещенным днищем (рис. 17.11) является наиболее сложной как по своей конструкции, так и по технологии изготовления и испытаний. Ее сложность обусловлена конструкцией шпангоута совмещенного днища, жесткими требованиями к герметичности, организацией вывода магистрального трубопровода из переднего бака, нанесением на днище теплоизоляции и обеспечением ее работоспособности (при наличии криогенного компонента топлива). При гидроиспытаниях баков должны быть предусмотрены меры, исключающие возможность нагружения совмещенного днища и его шпангоута нагрузками, не свойственными им в полете.

Форма днищ топливных баков, как правило, выпуклая, так как с позиции прочности при такой форме достигается минимум массы. Однако в некоторых случаях с целью увеличить плотность компоновки используются полностью (рис. 17.12, а) или частично (рис. 17.12, б) во-

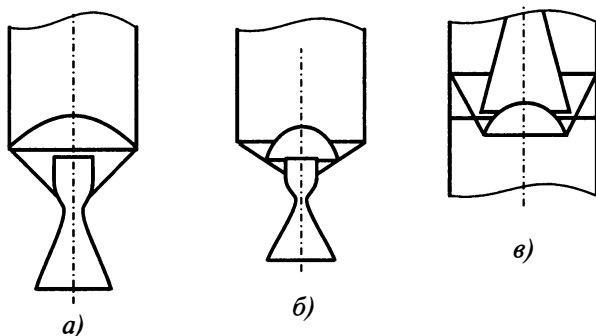


Рис. 17.12. Формы днищ топливных баков

гнутые днища для сокращения двигательного отсека или промежуточного отсека (рис. 17.12, в). Очевидно, что практически во всех случаях вогнутость днища или его части приводит к утяжелению днища, но такая конфигурация оправдывается снижением массы конструкции РН в целом за счет экономии на массе хвостовых и промежуточных отсеков, а также возможностью увеличения геометрической степени расширения сопла без увеличения длины промежуточного отсека.

По относительному расположению баков различают ракетные блоки, выполненные по схеме «бак окислителя впереди» или «бак горючего впереди». Такое расположение баков позволяет изменять центровку РКН, давление наддува топливных емкостей, величину внешних нагрузок (изгибающего момента, осевых сил) и потребную эффективность органов управления.

В зависимости от компоновочной схемы изменение указанных выше параметров позволяет в каждом конкретном случае определить оптимальное расположение баков окислителя и горючего, обеспечивающее минимальную конечную массу ракетного блока.

Форма баков и величина требуемого объема по каждому из компонентов топлива являются исходной информацией для определения диаметра топливного отсека. В подавляющем большинстве случаев внешние диаметры баков окислителя и горючего принимаются равными. Выбор диаметра топливного отсека сопряжен с определенными проблемами. При формировании компоновочных схем начальных приближений при выборе его значения обычно ориентируются на вы-

полнение условий по удлинению РКН в целом ($\lambda = \frac{L}{d} = 8...12$), а также

на ограничения производственного и эксплуатационного характера, что особенно критично для топливных отсеков РН большой грузоподъемности. В первом случае это связано, в основном, с характерными размерами существующего оборудования для изготовления и испытаний, а во втором — с ограничениями по транспортным габаритам.

Использование в составе РН криогенных топлив требует особого внимания при выборе компоновки топливных отсеков из-за необходимости тепловой защиты криогенных баков и, в первую очередь, для разгонных блоков (рис. 17.13) от различных тепловых источников (с целью уменьшения прогрева компонентов и их испарения). Источниками теплоты являются как внешняя среда при полете в атмосфере и вне ее, так и агрегаты, находящиеся внутри корпуса (двигатели, приборное оборудование и даже баки другого компонента, имеющего более высокую температуру). Следует отметить, что в некоторых случаях ставится вопрос не только о теплозащите криогенного бака от тепла, выделяемого каким-то агрегатом, но и о защите

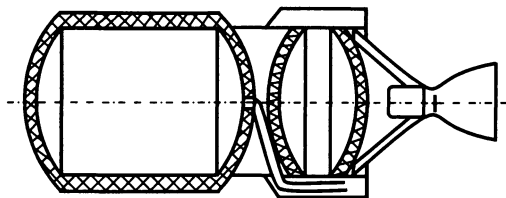


Рис. 17.13. Упрощенная компоновочная схема ракетного блока с криогенными компонентами топлива

этого агрегата от переохлаждения и потери из-за этого его работоспособности (например, оборудование приборного отсека, элементы пневмомагистралей и др.).

В топливных баках несущей схемы возможно использование как внутреннего (по отношению к корпусу), так и внешнего теплоизоляционного покрытия (рис. 17.14). Теплоизоляционное покрытие (по отношению к металлической обечайке) может быть выполнено в виде как жесткого покрытия, так и «мягкого» покрытия на основе экранно-вакуумной теплоизоляции.

В топливных отсеках с подвесными баками возможны две конструктивные схемы (рис. 17.15):

- теплоизоляция наносится на внутреннюю поверхность отсека и внешнюю поверхность бака (рис. 17.15, а);
- изоляция наносится только на внешнюю поверхность топливного бака (рис. 17.15, б).

Особо следует отметить взаимное расположение криогенных баков в случае, когда в качестве горючего используется водород, имею-

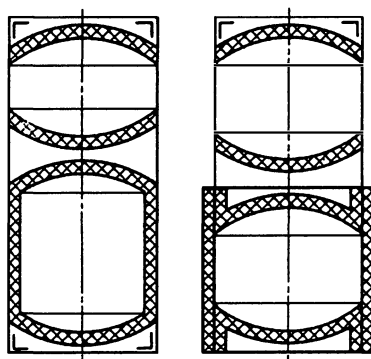


Рис. 17.14. Теплозащита несущих криогенных баков с внутренним (а) и внешним (б) теплоизоляционными покрытиями

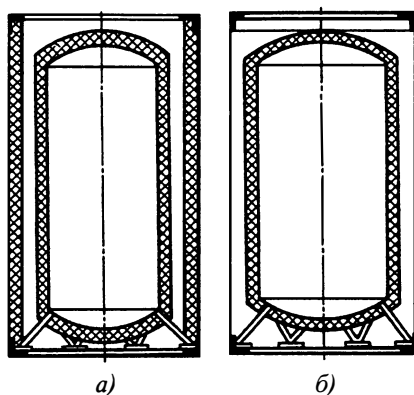


Рис. 17.15. Теплозащита подвесных криогенных баков

ший существенно меньшую плотность ($\rho = 70 \text{ кг / м}^3$) по сравнению с окислителем (например, кислородом ($\rho = 1142 \text{ кг / м}^3$)) и, как следствие, при малой массе компонента большие размеры бака. При его (водородного бака) верхнем расположении продольные нагрузки на его конструкцию (при несущей схеме) существенно меньше по сравнению с нижним его расположением. Но во втором случае, благодаря смещению вперед бака окислителя (масса компонента в котором в 5...6 раз превышает массу горючего) существенно смещается вперед центр масс всей ступени, что позитивно сказывается на статической устойчивости РКН.

Топливные баки содержат целый ряд устройств (рис. 17.16), предназначенных для обеспечения устойчивого функционирования в составе систем двигательной установки: заборные устройства, устройства демпфирования колебаний компонента, а также различные конструктивные элементы, контролирующие подачу топлива в двигатель. Кроме того, в баке имеется монтажная и технологическая арматура, к которой относятся заправочные и сливные горловины, дренажные и предохранительные клапаны, датчики измерения уровней компонента и давлений, штуцеры для ввода или стравливания газов, технологические люки и другие устройства.

Топливные отсеки с криогенными компонентами, кроме того, содержат ряд элементов систем, обеспечивающих термостатирование и барботирование. В криогенных баках, при использовании для наддува аккумуляторов давления, емкости со сжатым газом обычно размещают внутри баков, что упрощает проблему поддержания в них низкой температуры.

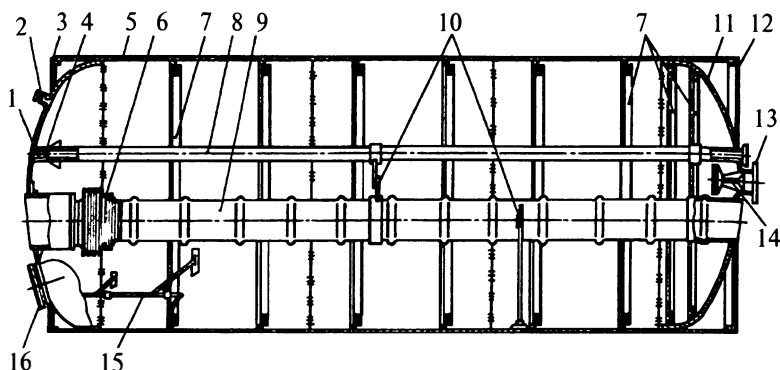


Рис. 17.16. Внутрибаковые устройства топливного бака:

1 — переднее днище; 2 — штуцер; 3 — передний стыковой шпангоут; 4 — упорный кронштейн; 5 — обечайка; 6 — сильфонный компенсатор; 7 — шпангоуты; 8 — дренажная трубка; 9 — тоннельная труба; 10 — хомут крепления; 11 — заднее днище; 12 — задний стыковой шпангоут; 13 — фланец сливного отверстия; 14 — воронкогаситель; 15 — датчик наполнения; 16 — фланец люка-лаза

Среди многих проблем, касающихся размещения конструктивных элементов топливных отсеков, является проблема проводки топливной магистрали компонента, расположенного в верхнем баке. Принято различать две схемы проводки (рис. 17.17): через нижерасположенный бак (рис. 17.17, а) или по внешней его стороне (рис. 17.17, б и в).

Очевидно, что длина, а следовательно, и масса магистрали в первом случае (рис. 17.17, а) будут меньшими, но конструктивные и технологические сложности, связанные с проводкой магистрали одного компонента через бак другого, иногда вынуждают осуществлять про-

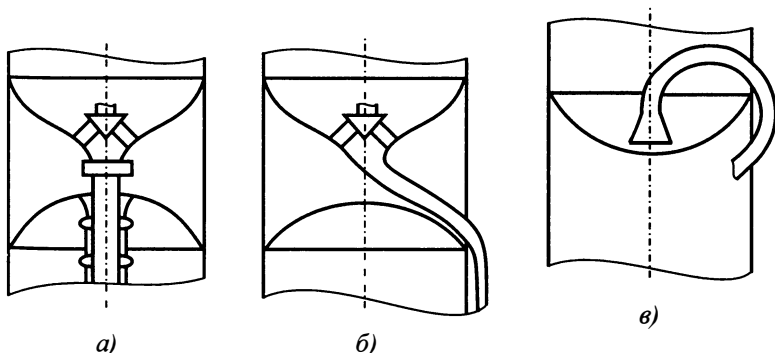


Рис. 17.17. Варианты проводки топливных магистралей

водку по внешней стороне отсека. В первую очередь это относится к топливным отсекам с криогенными компонентами (см. рис. 17.13), так как решение проблемы теплоизоляции может привести к неоправданной сложности конструктивного исполнения.

В случае внешней прокладки магистрали более целесообразным может оказаться забор топлива не по классической схеме (см. рис. 17.17, б), а по схеме «сифон» (см. рис. 17.17, в), что позволяет увеличить плотность компоновки межбакового и двигательного отсеков.

Компоновка двигательных отсеков во многом зависит от количества двигателей в ДУ, их типа и способа создания управляющих моментов, когда двигатели используются в качестве органов управления.

Компоновка ДУ с одним двигателем относится к простым по сравнению с многодвигательной ДУ. Тем не менее, даже в этом случае возможно много вариантов, отличающихся взаимным расположением двигателя и обечаек топливного отсека и способом создания управляющих моментов.

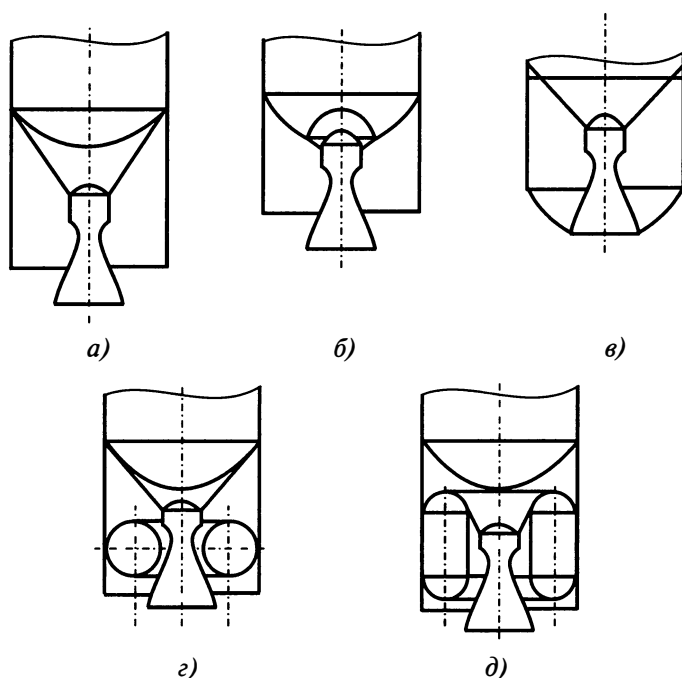


Рис. 17.18. Варианты компоновки хвостового отсека с одним двигателем

В подавляющем большинстве случаев двигатель располагается снаружи топливных отсеков в хвостовой части ускорителя (рис. 17.18, а), но возможно также расположение двигателя частично (рис. 17.18, б) или даже полностью (рис. 17.18, в) внутри бака, что сокращает длину корпуса, но требует решения ряда проблем, связанных с пребыванием и работой двигателя в компоненте. Крепление одиночного двигателя, располагаемого в таком случае вдоль продольной оси, осуществляется или непосредственно на корпус через ферму или коническую обечайку, или через обечайку. Последний вариант обычно реализуется, когда для увеличения плотности компоновки нижнее днище, примыкающее к двигательному отсеку, выполняется вогнутым. Компоновка топливного отсека с подвесным торовым баком, характерная для верхних ступеней, позволяет передавать усилия тяги непосредственно на корпус, минуя торовый бак (рис. 17.18, г). Если торовый бак имеет цилиндрические проставки, внешний цилиндр которых является несущим (рис. 17.18, д), то возможна передача усилий тяги через этот бак при соответствующем его подкреплении.

В двигательных установках с одним маршевым двигателем (рис. 17.19) используются различные варианты рулевых двигателей. В частности, если маршевый двигатель закрепляется в карданном подвесе, что обеспечивает управление по каналам тангажа и рыскания, то для управления по крену используются газоструйные сопла (I) или двигатели относительно малой тяги (II). Используются, как правило, четыре рулевых двигателя или один рулевой двигатель с четырьмя камерами сгорания (III).

Компоновка с двумя маршевыми двигателями, которая встречается редко (в тех случаях, когда при выборе из числа имеющихся двигателей два двигателя обеспечивают наиболее высокие энерго-

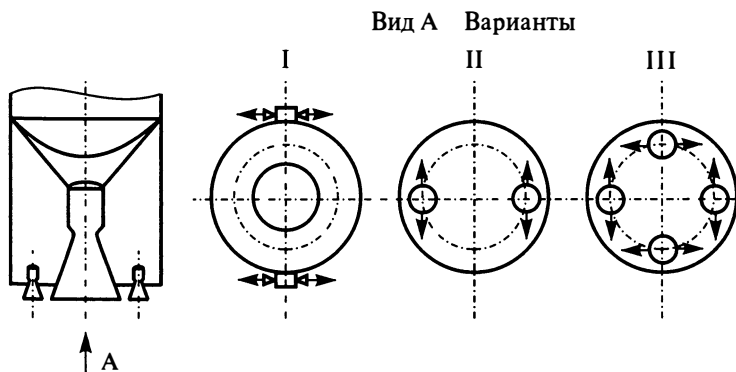


Рис. 17.19. Схемы ДУ с одним маршевым двигателем

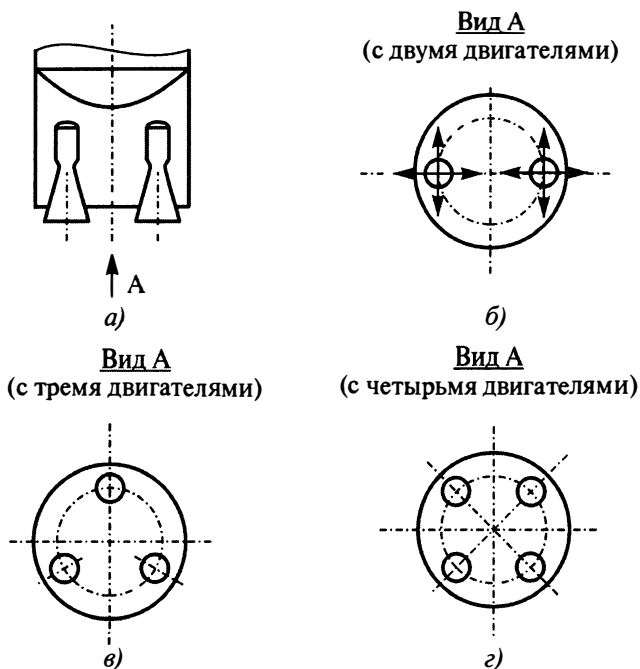


Рис. 17.20. Схемы ДУ с двумя, тремя и четырьмя маршевыми двигателями

массовые характеристики), отличается малой плотностью компоновки двигательного отсека и осложняет передачу усилий на корпус ракеты. Однако при карданном подвесе обоих двигателей (рис. 17.20) их можно использовать для управления по всем главным плоскостям и, следовательно, можно исключить из состава ДУ рулевые двигатели.

Компоновка двигательной установки с креплением двигателей в карданном подвесе (как и с одной осью качания) накладывает определенные ограничения на подводку к ним топливных магистралей. В частности, в случае использования сильфонов для обеспечения подвижности двигателей следует обеспечивать деформацию сильфонов только вдоль одной (продольной) оси, чтобы исключить неприемлемую для них работу на срез и изгиб. На практике это достигается размещением сильфонов таким образом, чтобы их продольная ось была перпендикулярна оси качания (рис. 17.21).

Компоновка с тремя и более двигателями допускает их использование в качестве исполнительных органов системы управления при одной степени подвижности. Крепление двигателей многодвигатель-

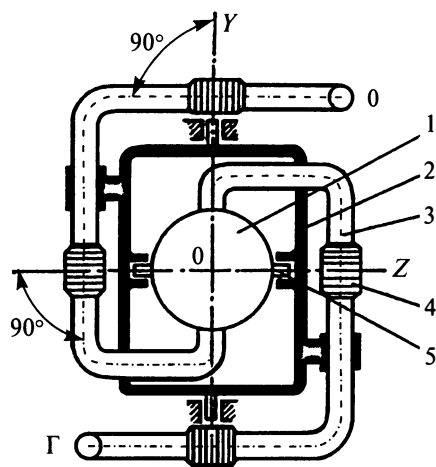


Рис. 17.21. Расположение сильфонов в схеме ДУ с карданным подвесом двигателя:
 OY и OZ — оси качания ЖРД; 1 — камера сгорания; 2 — рама карданного подвеса;
 3 — трубопровод; 4 — сильфон; 5 — шарнир

ных ДУ (рис. 17.22) осуществляется с использованием общей для двигателей рамы, усилия от которой передаются непосредственно на корпус (рис. 17.22, а) или через промежуточную ферму (рис. 17.22, б). При большом количестве двигателей в составе ДУ более рациональным может быть индивидуальное крепление каждого из двигателей непосредственно к корпусу (рис. 17.22, в).

Размеры отсека двигательной установки зависят от множества факторов, в первую очередь от числа двигателей (камер), размера двигателей, компоновки турбонасосного агрегата на двигателе, от способа отделения расположенного ниже ракетного блока и др. Для пред-

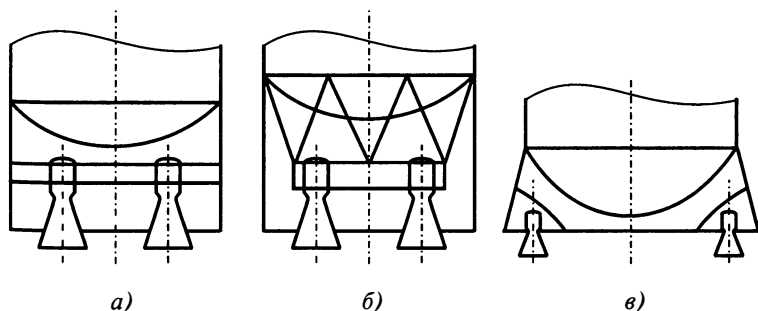


Рис. 17.22. Варианты крепления двигателей в многодвигательной ДУ

варительных расчетов можно рекомендовать следующую эмпирическую зависимость:

$$L_{д.о} = (1...1,8) + 0,84 \cdot 10^{-6} P + i D_a / 2, \quad (17.3)$$

где P — тяга одного двигателя (камеры), Н; $i = 0$ — при «холодном» отделении ракетного блока и для отсека ДУ первой ступени; $i = 1$ — при «горячем» отделении ракетного блока; D_a — диаметр среза сопла, м; $L_{д.о}$ — длина двигательного отсека, м.

Минимально необходимый диаметр двигательного отсека определяется числом двигателей, поперечными размерами двигателя в верхней и нижней частях, необходимостью качания двигателей в случае использования их для управления движением вокруг центра масс и др. На рис. 17.23 представлен пример компоновки хвостового отсека с четырьмя двигателями с основными геометрическими параметрами, тре-

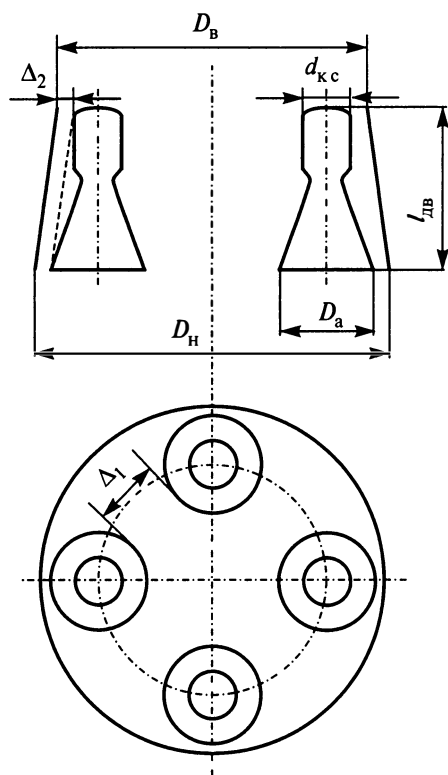


Рис. 17.23. Геометрические параметры двигательного отсека

бующими учета, в частности, размер двигателя; зазор между соплами двигателей в нижней их части Δ_1 , выбираемый из условия непересечения истекающих струй, и зазор Δ_2 между двигателями и корпусом отсека. Из геометрических соображений, с учетом вышеупомянутых факторов, принимая форму отсека в общем случае в виде усеченного конуса, можно определить его большой и малый диаметры.

Компоновка оборудования системы управления (СУ) предполагает рациональное размещение оборудования системы и ее органов управления. Характерная особенность размещения оборудования заключается в том, что, с одной стороны, условия размещения приборного оборудования диктуются его функциональным назначением и естественным стремлением достичь этого минимальной массой конструктивных элементов для его крепления, минимальной массой кабельной сети и т.д., а с другой стороны, — необходимостью обеспечить «комфортные» условия для его функционирования.

Условия, существующие на борту ракеты-носителя в полете, в которых должна сохраняться работоспособность оборудования системы управления, очень жесткие: температура в отсеках ракеты-носителя после заправки криогенного компонента достигает 220 К, возникающие с момента запуска двигательной установки вибрации изменяются в широком диапазоне частот и обуславливают действие на аппаратуру дополнительных перегрузок и т.п. Температура оказывает влияние на выходные характеристики приборов, а вибрации приводят к механическим повреждениям, что в совокупности снижает надежность функционирования системы. С точки зрения вибраций предпочтительно располагать приборы возможно дальше от мест крепления двигателей, пиротехнических устройств и других агрегатов, срабатывание которых связано с ударными нагрузками на конструкцию, а также крепить их к корпусу ракетного блока на специальных амортизаторах. Температурный режим работы аппаратуры необходимо обеспечивать как при подготовке ракеты-носителя к пуску, так и в процессе ее полета: при подготовке к пуску в зависимости от условий окружающей среды может потребоваться или обогрев, или охлаждение приборов, а в полете — охлаждение из-за собственного их тепловыделения в процессе работы. На размещение приборов сильно влияет и требование по обеспечению минимальной массы кабелей, что в значительной степени определяет местоположение источников питания.

Так как оборудование системы управления — потенциальный источник возникновения разностей потенциалов, которые в случае негерметичности баков или магистралей топлива могут вызвать пожар в отсеках РН, в последних обычно создают инертную среду. Система управления, в свою очередь, определяет ряд требований, влияющих на

конструкторские решения. Так, применение резервирования оборудования системы управления влечет за собой резервирование и цепей питания, прокладываемых по разнесенным друг от друга трассам, и т.д.

Удовлетворение многочисленных требований по обеспечению надежного функционирования системы управления приводит к большому разнообразию схем и компоновочных решений приборных отсеков. На рис. 17.24 представлены два варианта компоновки оборудования приборного отсека, один из которых характерен для РН легкого и среднего классов, а второй — для РН тяжелого класса. Принципиальное различие заключается в том, что относительный объем приборного отсека при одинаковой элементной базе для РН легкого класса всегда будет больше, чем для РН тяжелого класса, так как определенную часть оборудования составляют идентичные по функциям и массе элементы, не зависящие от массы РН. В силу этого в РН легкого класса приборный отсек может быть достаточно развитым по длине ракеты

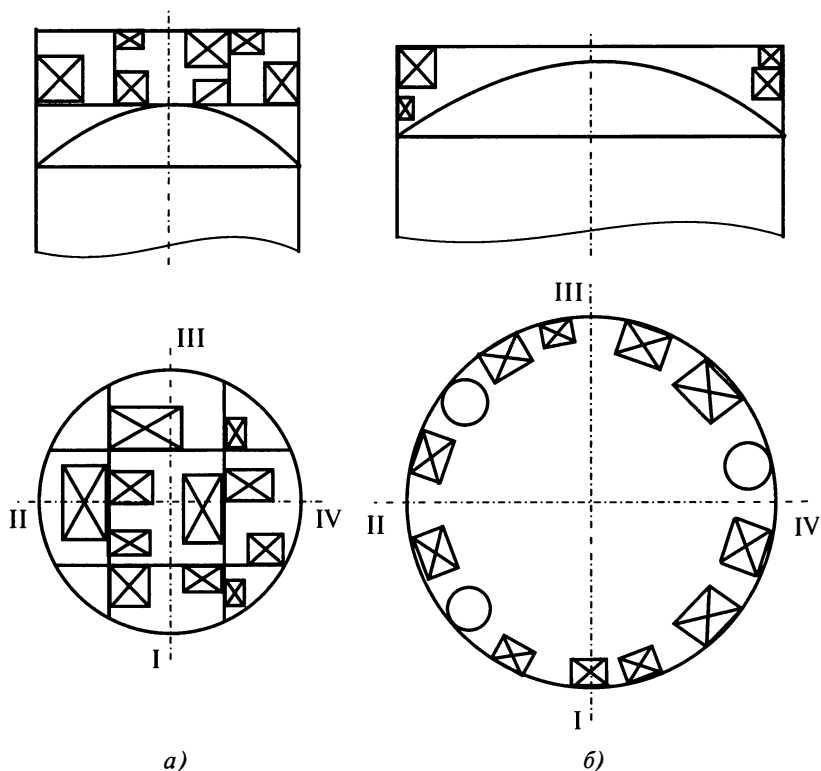


Рис. 17.24. Варианты компоновочных решений приборного отсека

(рис. 17.24, а), а в РН тяжелого класса приборный отсек может быть совмещен с передним переходным отсеком, в котором оборудование размещено по периферии отсека (рис. 17.24, б). При этом размещение приборов в пределах приборного отсека должно обеспечивать свободный доступ к приборам в процессе подготовки ракеты к пуску.

В обоих вариантах в приборном отсеке размещается оборудование, которое используется в процессе функционирования всех ступеней РКН. Однако в составе оборудования всегда имеются элементы, связанные с функционированием конкретной ступени (ускорителя), и такие элементы могут быть размещены россыпью в самых различных местах, выбираемых по разным соображениям, но всегда с учетом свободного к ним доступа. Для оценки объема приборного отсека можно в первом приближении использовать простое соотношение:

$$V_{\text{п.о}} = \frac{m_{\text{п.о}}}{\bar{\rho}_{\text{п.о}}}, \quad (17.4)$$

где $m_{\text{п.о}}$ — масса приборного оборудования; $\bar{\rho}_{\text{п.о}}$ — средняя плотность компоновки отсека (150...300 кг/м³).

Одним из количественных показателей для оценки совершенства компоновки, в значительной степени влияющей на устойчивость и управляемость РКН, является относительное изменение положения центра масс ступени за время работы ее ускорителей. Изменение происходит из-за выработки компонентов топлива и сброса отработавших элементов конструкции. Центровка РКН в произвольный момент времени t определяется соотношением:

$$x(t) = \frac{m_0 x_0 + \sum_i (m_{\text{кэ}} x_{\text{кэ}})_i + m_{\text{ок}} x_{\text{ок}} + m_{\text{г}} x_{\text{г}}}{m_0 + \sum_i m_{\text{кэ}} + m_{\text{ок}} + m_{\text{г}}}, \quad (17.5)$$

где m_0 — масса полезного груза ускорителя рассматриваемой ступени; $(m_{\text{кэ}})_i$ — масса i -го конструктивного элемента ускорителя (топливного бака, приборного отсека, двигательного отсека и др.); $m_{\text{ок}}$, $m_{\text{г}}$ — масса окислителя и масса горючего в рассматриваемый момент времени; x — координаты центров масс соответствующих составляющих.

Относительное изменение положение центра масс определяется соответственно соотношением

$$\Delta \bar{x} = \frac{x(0) - x(t)}{L}, \quad (17.6)$$

где L — длина ступени РКН.

На величину Δx обычно накладывается ограничение:

$$\Delta \bar{x} \leq \Delta \bar{x}_{\max}.$$

Реализация данного требования является самостоятельной проблемой, которая решается индивидуально по отношению к схемному решению РКН, опираясь на опыт разработчиков. Среди множества подходов такое требование может быть удовлетворено путем изменения формы (размеров) отсеков и их взаимного расположения.

Список литературы

17.1. **Основы** конструирования ракет-носителей космических аппаратов: учебник для студентов вузов / Б.В. Грабин, О.И. Давыдов, В.К. Сердюк и др.; под ред. В.П. Мишина, В.К. Карраска. М.: Машиностроение, 1991. 416 с.

17.2. **Куренков В.И., Юмашев Л.П.** Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика ракет-носителей: учеб. пособие / под ред. Д.И. Козлова. Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т., 2005. 240 с.

17.3. **Карраск В.К.** Проектирование конструкций летательных аппаратов (Выбор основных проектных решений и параметров): учебное пособие. М.: МАИ, 1987. 84 с.

17.4. **Карраск В.К.** Двигательные установки: учебное пособие. М.: МАИ, 1976. 142 с.

ЖИДКОСТНЫЕ ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ

Состав ракеты-носителя. Основные характеристики двигательной установки. Жидкостный ракетный двигатель. Трехкомпонентный ЖРД

Современная РН представляет собой сложную техническую систему, состоящую из достаточно большого количества подсистем, которые, по определению и по сути, также являются сложными техническими системами (рис. 18.1). Схема на этом рисунке представлена применительно к РН с ЖРД.

На высшем уровне иерархии находится ряд таких функциональных систем (управления движением, телеизмерений и др.), которые существуют в законченном виде только в составе полностью собранной РКН, хотя их отдельные элементы входят составной частью в ускорители соответствующих ступеней.

Как конструктивно-технологическая единица, РКН состоит из ракеты-носителя (РН), включающей в свой *состав* один или несколько ускорителей ступеней и приборный отсек, являющийся составной частью ускорителя последней ступени, а также космической головной части, включающей разгонный блок (по необходимости), полезный груз, элементы его крепления, головной обтекатель и систему аварийного спасения (по необходимости). При таком членении каждый ускоритель состоит из нескольких (как минимум одного) ракетных блоков. Каждый ракетный блок состоит из корпуса, двигателей, элементов пневмогидравлической системы, приборов и кабелей системы управления и измерений, элементов системы разделения, органов управления, а также элементов конструкции, необходимых для связи РКН с технологическим оборудованием наземного комплекса.

Ниже рассмотрена одна из основных функциональных составляющих РН — двигательная установка.

Двигательные установки (ДУ) современных РН представляют собой технические системы, обеспечивающие хранение потребного для их полета запаса топлива, а также подачу на вход ЖРД топлива с уровнем давлений и расходов, необходимых для создания требуемых импульсов тяги и управляющих моментов.

ДУ является одной из основных подсистем, существенно влияющих на выбор всех проектных параметров РН, ее конструктивно-компоновочную схему, на становление оптимальных геометрических,

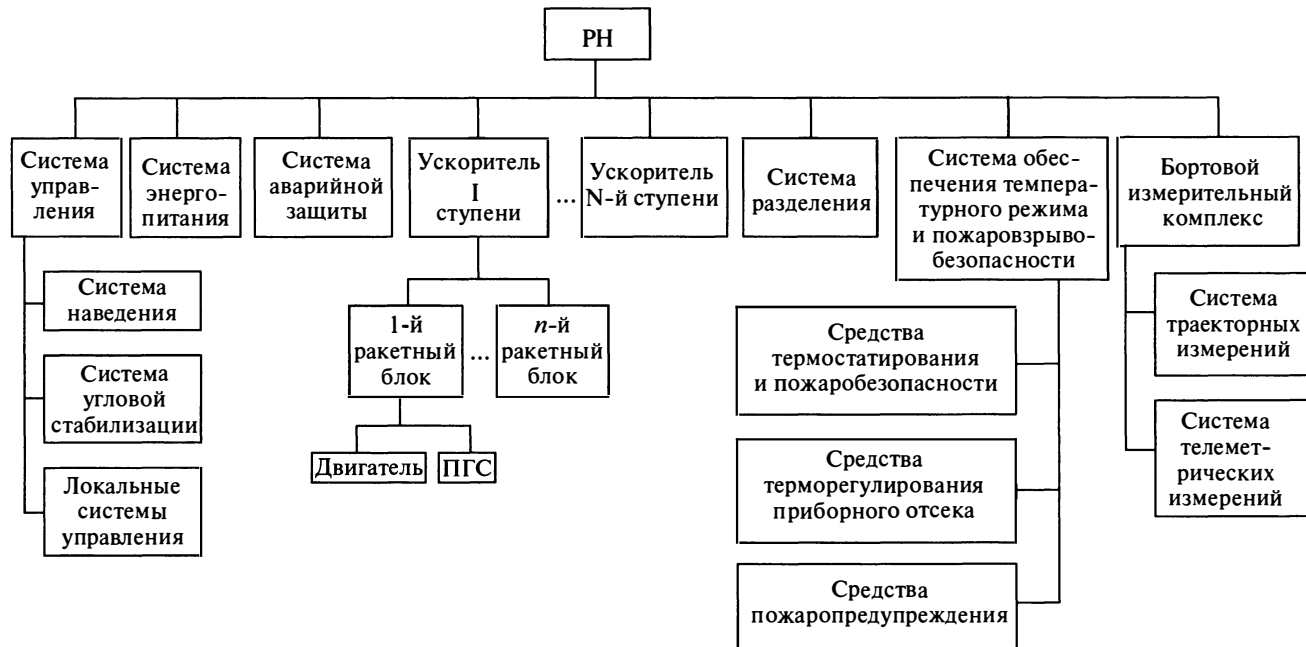


Рис. 18.1. Пример структурной схемы РН

массовых и тяговых характеристик и, в конечном итоге, на ее эффективность. Поэтому при выборе параметров ДУ обязательным является согласование ее характеристик с параметрами РН как на основе прямых зависимостей между ними, так и по комплексной оценке подсистем, входящих в состав ДУ и оказывающих влияние на эффективность РН в целом.

Так, например, выбор максимальной тяги двигателя ДУ и характера ее изменения во времени существенно влияет на массу ЖРД и системы подачи топлива, на продольные перегрузки РН, массовые характеристики топливных баков и конструкции корпуса, нагрев стенок баков, на создаваемые аэродинамические и гравитационные потери скорости, динамические и другие характеристики РН.

Таким образом, при выборе параметров ДУ необходим анализ на основе установленных взаимосвязей с учетом их влияния на характеристики РН и, прежде всего, на основные энергетические и массовые характеристики.

Перечень требований к ДУ применительно к конкретной РН достаточно обширен; к основным из них принято относить следующие показатели:

- надежность — безотказность работы в заданных условиях функционирования;
- стоимость разработки, включая затраты на разработку технологий, изготовления, испытаний и т.д.;
- время разработки — время от начала разработки до начала летных испытаний;
- экологичность — нетоксичность (безвредность для человека, флоры и фауны) компонентов топлива и их продуктов сгорания.

Одной из *основных характеристик ДУ* является развиваемая ею **тяга** — равнодействующая реактивной силы двигателей и сил давления окружающей среды, действующих на внешние поверхности ракеты, за исключением сил аэродинамического сопротивления:

$$P_{\text{ДУ}} = \sum_{i=1}^m P_i, \quad (18.1)$$

где P_i — тяга, развиваемая отдельным двигателем; m — число двигателей.

Для обеспечения управления РН определенная доля тяги ΔP используется для создания управляющих моментов. С учетом этого потребная тяга одиночного двигателя $P_{\text{дв}_i}$ для обеспечения заданного значения $P_{\text{ДУ}}$ будет соответственно равна

$$P_i = P_{\text{дв}_i} - \Delta P_i. \quad (18.2)$$

Удельный импульс тяги двигательной установки — отношение тяги двигательной установки (ДУ) к массовому расходу топлива. Аналогично тяге удельный импульс тяги максимален в пустоте и соответственно уменьшается при наличии давления окружающей среды:

$$I_{\text{уд}} = \frac{P_{\text{ДУ}}}{\dot{m}}, \quad (18.3)$$

где $\dot{m}$ — массовый расход топлива ДУ.

(Далее вместо термина «удельный импульс тяги», соответствующий отечественным стандартам, для сокращения будет использоваться термин «удельный импульс».)

Следует иметь в виду, что так как в составе ДУ используются специальные управляющие двигатели, удельный импульс которых, как правило, существенно ниже, чем удельный импульс маршевых двигателей, то удельный импульс ДУ также становится ниже.

Импульс тяги — интеграл от тяги ДУ по времени:

$$I_{\Sigma} = \int_0^{t_k} P_{\text{ДУ}} dt. \quad (18.4)$$

Ресурс работы — суммарное время работы ДУ, в течение которого гарантируется обеспечение всех его параметров в заданном диапазоне. Обычно ресурс работы исчисляется величинами, кратными времени его работы в составе РН.

Степень изменения тяги характеризует возможность изменения тяги в полете, т.е. форсирования или дросселирования тяги:

$$K_{\text{др}} = \frac{\Delta P}{P} 100\%, \quad (18.5)$$

где ΔP — снижение уровня тяги за счет дросселирования двигателей или выключения определенной их части (в случае многодвигательной ДУ); P — номинальный уровень тяги.

В составе жидкостной двигательной установки могут быть выделены две крупные системы (рис. 18.2):

- один или несколько жидкостных ракетных двигателей,
- пневмогидравлическая система (ПГС).

Жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) является ключевым элементом ДУ и представляет собой тепловой двигатель, в котором химическая реакция жидких компонентов топлива превращается в тепловую, а затем в кинетическую энергию продуктов сгорания, истекающих из сопла. Результирующая газодинамических сил, действующая

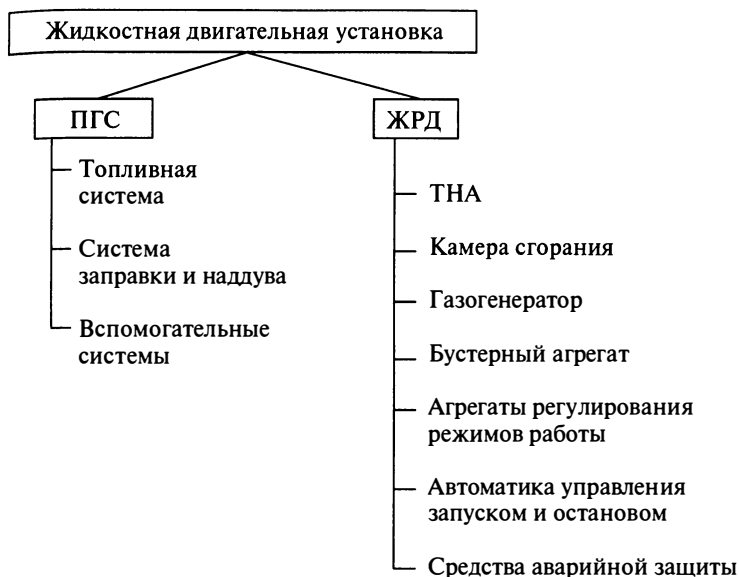


Рис. 18.2. Увеличенная структура жидкостной двигательной установки

щих на камеру сгорания с соплом при истечении через него продуктов сгорания в окружающее пространство, создает тягу ЖРД.

От выбранного типа и схемы ЖРД, используемых в нем жидких компонентов топлива, от его энергетических и массовых характеристик в значительной степени зависят тактико-технические характеристики РКН.

Основными характеристиками одиночного ЖРД, определяющими состав и характеристики ДУ ракетных блоков, а следовательно, и тактико-технические характеристики РКН, являются:

- тяга на номинальном расчетном режиме на уровне моря;
- тяга на этом же режиме в пустоте;
- степень дросселирования и форсирования тяги;
- удельный импульс на уровне моря;
- удельный импульс в пустоте;
- секундный расход топлива;
- соотношение секундных массовых расходов окислителя и горючего;
- средняя плотность топлива;
- удельная масса одиночного двигателя;
- минимально допустимое давление на входе в насос окислителя и горючего.

Изменение тяги двигателя в функции высоты полета P_H принято называть высотной характеристикой двигателя. Она обычно представляется следующим выражением:

$$P_H = \dot{m}W_a + F_a(p_a - p_H) \quad (18.6)$$

или

$$P_H = P_0 + F_a(p_0 - p_H), \quad (18.7)$$

где

$$P_0 = \dot{m}W_a + F_a(p_a - p_0), \quad (18.8)$$

P_H и p_H — тяга и давление атмосферы на высоте h соответственно; P_0 и p_0 — тяга и давление атмосферы на уровне моря; F_a — площадь выходного сечения сопла; W_a — скорость истечения продуктов сгорания,

$$W_a = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{RT_{kc}}{\mu} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_{kc}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}, \quad (18.9)$$

k — показатель адиабаты; R — универсальная газовая постоянная; T_{kc} — температура в камере сгорания; μ — молекулярная масса истекающего из сопла газа; p_a , p_{kc} — давления на срезе сопла и в камере сгорания соответственно.

Удельный импульс двигателя в пустоте и на уровне моря — отношение тяги двигателя в пустоте и тяги на уровне моря к массовому расходу топлива соответственно. Аналогично тяге удельный импульс максимален в пустоте и соответственно уменьшается при наличии давления окружающей среды. Удельный импульс тяги является важнейшим параметром двигателя, характеризующим эффективность жидкого ракетного топлива и совершенство конструкции двигателя:

$$I_{удн} = \frac{P_n}{\dot{m}}, \quad (18.10)$$

$$I_{уд0} = \frac{P_0}{\dot{m}}, \quad (18.11)$$

где $\dot{m}$ — массовый расход топлива.

Удельная масса двигателя — отношение массы двигателя к его наибольшей тяге на основном режиме:

$$\gamma_{дв} = \frac{m_{дв}}{P}. \quad (18.12)$$

Секундный расход топлива складывается из секундного расхода окислителя и горючего

$$\dot{m} = \dot{m}_{\text{ок}} + \dot{m}_{\text{г}}, \quad (18.13)$$

которые связаны между собой соотношением расхода окислителя к расходу горючего K :

$$\begin{aligned} m_{\text{ок}} &= \dot{m} \frac{K}{K+1}, \\ \dot{m}_{\text{г}} &= \dot{m} \frac{1}{K+1}. \end{aligned} \quad (18.14)$$

Средняя плотность топлива определяется плотностью окислителя ρ_o , плотностью горючего $\rho_{\text{г}}$ и соотношением расходов K :

$$\rho_{\tau} = \frac{1 + K}{\frac{1}{\rho_{\text{г}}} + \frac{K}{\rho_o}}. \quad (18.15)$$

Приведенные формулы отражают основные факторы, влияющие на величину тяги и скорость истечения (удельный импульс): $T_{\text{к.с}}$ и μ определяются в основном физико-химическими свойствами топлива и организацией процесса сгорания в камере сгорания; $\dot{m}$, F_a определяются в основном абсолютными размерами камеры сгорания и соотношением $p_a / p_{\text{к.с}}$, которое определяется геометрическими параметрами сопла.

К настоящему времени в России в жидкостных РН наибольшее распространение нашли три пары компонентов топлива (АТ + НДМГ, кислород + керосин, кислород + водород), что нашло отражение в табл. 18.1, где представлены данные по нескольким существующим наиболее известным отечественным двигателям. В этой же таблице представлены данные по двум разрабатываемым метановым двигателям.

По метановым двигателям в настоящее время ведутся поисковые и экспериментальные работы как в России, так и за рубежом, что объясняется достоинствами такого топлива. В отличие от топлива «кислород + керосин» оно позволяет реализовывать восстановительную схему работы ЖРД практически без сажеобразования в газогенераторе при температурах, обеспечивающих нормальное функционирование турбины. Охлаждающие свойства метана существенно выше, чем керосина, что позволяет во многих случаях отказаться от внутреннего охлаждения камеры сгорания.

Основные характеристики современных отечественных двигателей

Двигатели	Компоненты	Тяга, кН, на земле в пустоте	Удельный импульс, м/с, на земле в пустоте	Давление в камере сгорания, МПа	Мас- са, кг	Габариты, м (длина× диаметр)
РД-107	O ₂ + керосин	$\frac{821}{1000}$	$\frac{2472}{3022}$	5,85	1155	2,86×2,57
РД-170	O ₂ + керосин	$\frac{7252}{8000}$	$\frac{3031}{3306}$	24,5	10700	4,0×4,0
РД-191	O ₂ + керосин	$\frac{1922}{2080}$	$\frac{3045}{3303}$	24,5	2200	4,0×1,45
РД-253	АТ + НДМГ	$\frac{1474}{1635}$	$\frac{2742}{3041}$	14,7	1280	2,72×1,5
РД-0212	АТ + НДМГ	$\frac{-}{482}$	$\frac{-}{3210}$	14,7	550	3,78×1,47
РД-0120	H ₂ + O ₂	$\frac{-}{2000}$	$\frac{-}{4462}$	21,8	3450	4,55×2,42
РД-192	O ₂ + CH ₄	$\frac{1876}{2037}$	$\frac{3212}{3489}$	24,5	2640	3,62×1,45
РД-0185	O ₂ + CH ₄	$\frac{-}{180}$	$\frac{-}{3680}$	14,7	353	3,3×1,5

В то же время плотность метана приблизительно в 2 раза ниже, чем керосина. Однако рабочее значение соотношения массовых расходов компонентов кислородно-метанового топлива существенно выше, поэтому плотность кислородно-метанового топлива ниже, чем кислородно-керосиновое, приблизительно на 25 %. Удельный импульс тяги кислородно-метанового топлива с учетом более высоких энергетических характеристик и снижения потерь на охлаждение камеры сгорания может оказаться выше на 100...200 м/с.

Температура в камере сгорания (для каждой из топливных пар), которая, как следует из формулы (18.9), в значительной степени определяет скорость истечения, зависит в основном от соотношения расходов компонентов топлива (через μ) и от давления в камере сгорания.

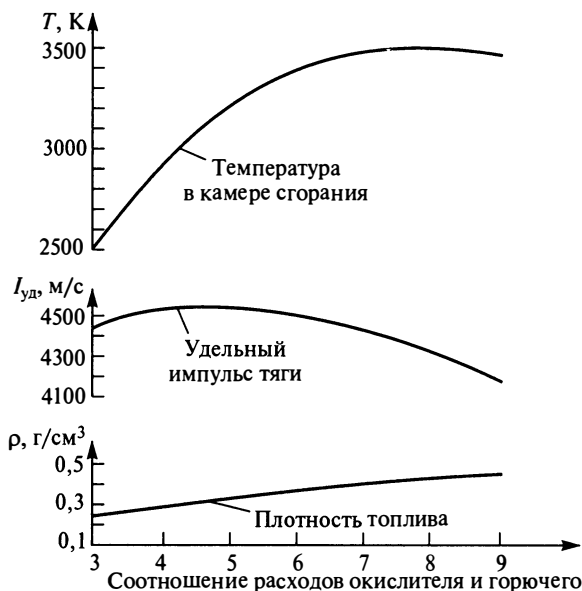


Рис. 18.3. Изменение удельного импульса тяги, температуры и плотности топлива в функции соотношения компонентов топлива

Соотношение компонентов топлива играет двойственную роль. С одной стороны, с увеличением доли окислителя в массовом расходе в большом диапазоне соотношений наблюдается монотонное увеличение температуры, а с другой стороны, с увеличением соотношения расходов увеличиваются плотность топлива и молекулярная масса продуктов сгорания, что приводит к снижению скорости истечения. Последнее обстоятельство значительно сказывается на показателях топливной пары «кислород + водород», как это видно на графиках, представленных на рис. 18.3. Следует заметить, что увеличение плотности топлива позитивно сказывается на объеме бортовых запасов топлива, что влияет на размеры топливного отсека. Поиск компромиссного решения в интересах РН в целом, используемое на практике соотношение расходов кислорода и водорода приводят к значению 5,0...6,0 (в отличие от стехиометрического, равного 8).

Влияние давления в камере сгорания достаточно многогранно. Прежде всего следует обратить внимание на связь между давлением в камере сгорания и геометрическими характеристиками двигателя. Повышение давления в камере сгорания при неизменном расходе топлива влечет за собой уменьшение площади минимального сечения

сопла, что приводит к соответственному уменьшению всех остальных размеров камеры сгорания и двигателя в целом.

Действительно, массовый расход в функции давления в камере сгорания может быть представлен в следующем виде:

$$\dot{m} = \frac{F_{кр} p_{кс}}{g_0 \beta}, \quad (18.16)$$

где $F_{кр}$ — площадь критического сечения; $p_{кс}$ — давление в камере сгорания; β — расходный комплекс, зависящий только от компонентов топлива,

$$\beta = \frac{1}{g_0} \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{k+1}{2k} \frac{R_0 T_{кс}}{\mu_{кс}}}. \quad (18.17)$$

Сокращение габаритов двигателя (без ущерба и даже с выигрышем в удельном импульсе) является одним из основных стимулов повышения давления в камере сгорания, прежде всего длины, которая входит в длину РН.

Величина давления в камере сгорания накладывает существенный отпечаток на выбор системы подачи. В современных ЖРД используются два способа подачи топлива в камеру сгорания: вытеснительная и насосная. При этом в ЖРД отечественных РКН используется только насосная система подачи.

Мощность и масса турбонасосного агрегата ТНА — основного элемента такой системы — для выбранной пары компонентов топлива в значительной степени зависят от требуемого давления в камере сгорания.

С ростом давления в камере сгорания увеличивается потребная мощность турбонасосного агрегата (ТНА). Безусловно, увеличение давления в камере сгорания положительно влияет на ее (камеры сгорания) характеристики: как на удельный импульс, так и на размеры. Однако на характеристики ЖРД в целом это влияние не столь однозначно. Зависит это, в первую очередь, от схемы ЖРД, а также от того, как используется отработанное рабочее тело, обеспечивающее вращение турбины. Если газ после турбины выбрасывается за борт через специальные сопла, минуя камеру сгорания, то такие ЖРД принято называть ЖРД открытой схемы или ЖРД без дожигания. Если газ после турбины поступает в камеру сгорания и там дожигается, то такие ЖРД принято называть ЖРД замкнутой схемы, или ЖРД с дожиганием.

У ЖРД открытой схемы (рис. 18.4) в качестве рабочего тела для привода турбины может использоваться специально запасенное для этих целей в отдельной емкости рабочее тело (см. рис. 18.4, а) (напри-

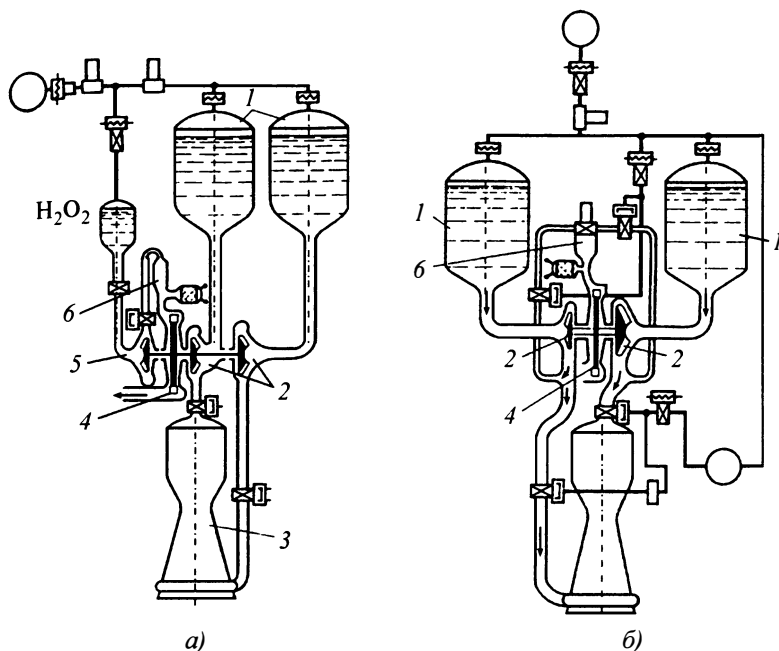


Рис. 18.4. ЖРД открытой схемы:

а — с газогенератором, работающим на однокомпонентном топливе (перекись водорода); *б* — с газогенератором, работающим на основных компонентах топлива; 1 — основные компоненты топлива; 2 — насосы основных компонентов топлива; 3 — камера сгорания; 4 — турбина; 5 — насос перекиси водорода; 6 — газогенератор

мер, перекись водорода) или основные компоненты топлива, отбираемые после насосов ТНА (см. рис. 18.4, *б*).

ЖРД замкнутой схемы имеют две разновидности в зависимости от того, какая доля компонентов поступает в камеру сгорания в газифицированном состоянии (рис. 18.5). Если один из компонентов топлива полностью проходит через турбину ТНА и поступает в камеру сгорания в газообразном состоянии, а второй — через насос и поступает в камеру сгорания в жидком состоянии, то такую схему принято называть «газ — жидкость» (рис. 18.5, *а*). Если оба компонента топлива полностью проходят через турбину и поступают в камеру сгорания для дожигания, то такую схему принято называть «газ — газ» (рис. 18.5, *б*).

У ЖРД открытой схемы с увеличением давления в камере сгорания растут потери удельного импульса. Это происходит несмотря на увеличение удельного импульса камеры сгорания; с некоторого его

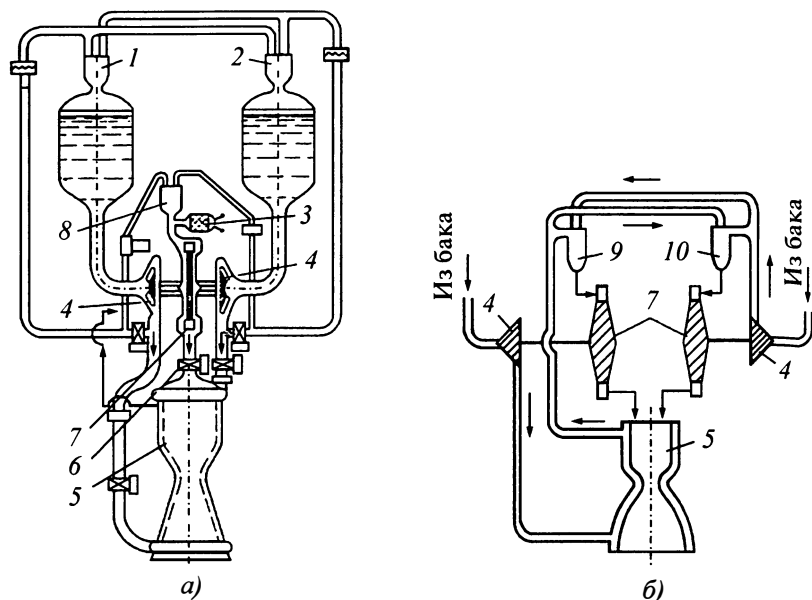


Рис. 18.5. ЖРД замкнутой схемы:

a — «газ-жидкость»; *б* — «газ-газ»; 1 и 2 — компоненты топлива; 3 — стартовая шашка; 4 — насосы; 5 — камера сгорания; 6 — выхлоп турбины; 7 — турбина; 8 — газогенератор; 9 — восстановительный газогенератор; 10 — окислительный газогенератор

значения (рис. 18.6) начинается снижение удельного импульса двигателя из-за увеличения расхода топлива на привод ТНА и менее эффективного (по сравнению с камерой сгорания) использования отработанного газа турбины.

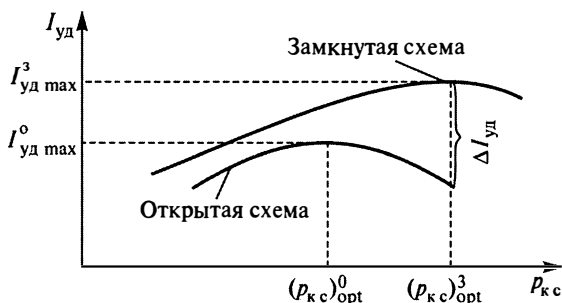


Рис. 18.6. Характер изменения удельного импульса тяги в функции давления в камере сгорания

Удельный импульс сбрасывающего сопла значительно меньше, чем удельный импульс основного сопла, поэтому, как следует из рис. 18.6, чем больше доля топлива, идущего на привод турбины, и соответственно, тяга, развиваемая сбрасывающим соплом, тем меньше будет удельный импульс двигателя.

У современных ЖРД открытой схемы давление в камере сгорания составляет не более 8...10 МПа, а у ЖРД замкнутой схемы — до 25 МПа.

Следует отметить, что другим, не менее эффективным способом уменьшения длины РН является использование многокамерных двигателей (с общей системой подачи топлива). Примерами использования такого подхода являются ЖРД первой и второй ступеней РН «Союз», ЖРД первой ступени РКН «Зенит» и РКН «Энергия», или ДУ, включающие в свой состав несколько двигательных блоков, объединенных общей рамой, например, ДУ первой ступени РКН Saturn 5, ДУ второй ступени РКН «Протон».

Так как габариты двигателя определяются не только (и не столько) длиной камеры сгорания, а в основном габаритами сопловой части двигателя, то выбор параметров сопла относится к компетенции разработчиков не только двигателей, но и РКН.

При фиксированных значениях секундного расхода топлива и давления в камере сгорания величина критического сечения сопла определяется соотношением (18.16). Степень расширения газов зависит только от площади выходного сечения, которая, в свою очередь, влияет на длину сопла и, следовательно, на габариты двигателя. Геометрическая степень расширения сопла и степень расширения газов связаны между собой следующим соотношением:

$$\frac{F_a}{F_{кр}} = \sqrt{\frac{\frac{k-1}{2} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}{\left(\frac{p_a}{p_{к.с}} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_a}{p_{к.с}} \right)^{\frac{k+1}{k}}}}. \quad (18.18)$$

При $k = 1,2$

$$\frac{F_a}{F_{кр}} \approx 0,11 \frac{p_{к.с}}{p_a} + 0,8. \quad (18.19)$$

Существенное влияние на характеристики ДУ и ракеты в целом оказывает давление в выходном сечении сопла, определяемом при фиксированном давлении в камере сгорания конструктивным исполнением сопла и его длиной. Под конструктивным исполнением будем

понимать форму сопла (конические и колоколообразные) и изменимость степени расширения (с постоянной степенью расширения, с регулируемой степенью расширения и с автоматическим изменением степени расширения). Влияние параметров сопла первых ступеней и верхних ступеней РКН на ее характеристики несколько различно.

ДУ первой ступени РКН (и второй для РКН пакетной схемы) работают в условиях противодействия атмосферы, и максимального значения величина тяги (и удельной тяги) в соответствии с выражением (18.6) достигает только при $p_a = p_H$. При $p_a > p_H$ сопло работает с недостаточным расширением (недорасширением) газа, вследствие чего происходят потери из-за «недобора» скорости истечения газа, а при $p_a < p_H$ сопло работает с избыточным расширением (перерасширением) газа, вследствие чего происходят потери из-за отрицательной разности давлений в выходном сечении сопла и атмосферы.

Практически все современные РН используют сопла с фиксированной геометрией, т.е. с неизменной степенью расширения, для которых справедливо $p_a = \text{const}$.

При движении ракеты с момента отрыва от стартового устройства атмосферное давление падает и только в какой-то момент времени сравнивается с давлением в выходном сечении сопла, т.е. $p_a = p_H$. Из этого следует, что (как до этого момента времени, так и после него) сопло работает в нерасчетном режиме, т.е. с потерями удельного импульса (по той или иной причине). На рис. 18.7 представлен характер изменения относительного удельного импульса (отношение удельного импульса при $p_a = \text{const}$ и удельного импульса при $p_a = p_H = 0$) по высоте полета. Из рис. 18.7 следует, что изменением p_a можно достичь минимальных потерь удельного импульса. На современных двигателях, используемых на первых ступенях, это соответствует давлению $p_a \approx (0,3...0,7) \cdot 10^{-5}$ Па.

Из всех возможных способов регулирования степени расширения сопла на практике нашло применение регулирование за счет подвижного насадка (рис. 18.8). В частности, в случае двухпозиционного насадка со старта двигатель работает со сдвинутым в нерабочее положение насадком, т.е. при относительно большом p_a , а затем через некоторое время двигатель работает с насадком, сдвинутым в рабочее положение, т.е. при относительно меньшем p_a . Так достигается уменьшение потерь в удельном импульсе и сокращение хвостового отсека. Однако этот эффект снижается из-за утяжеления сопла (за счет необходимой механизации), его усложнения и появления соответствующих рисков.

В стадии исследований находятся сопла с автоматическим регулированием степени расширения. На рис. 18.9 представлены два варианта камеры сгорания ЖРД с различными схемными решениями: *a* — с центральным телом; *б* — с тарельчатым соплом.

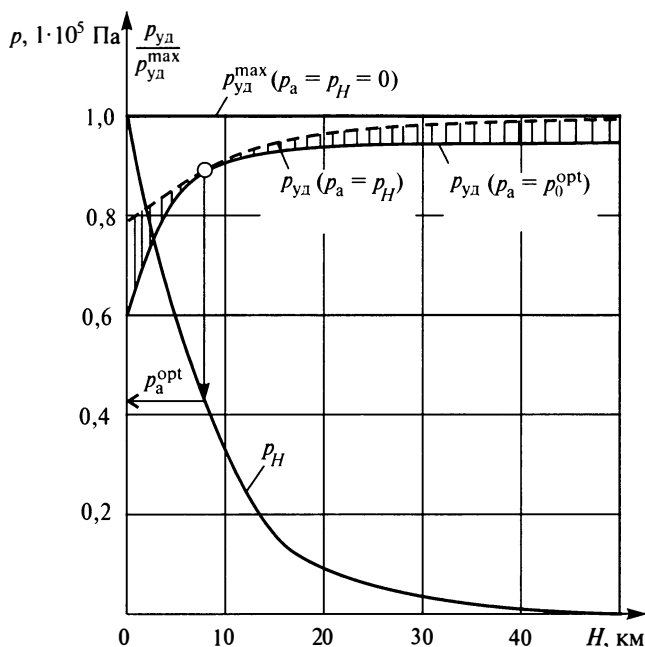


Рис. 18.7. Изменение удельного импульса по высоте полета и выбор оптимального давления на срезе «земного» сопла

В первом варианте камеры сгорания (с внешним расширением) сопловая часть образуется при наружном обтекании центрального тела газовой пленкой, вытекающей из кольцевого сопла или из многих сопел с малой степенью расширения, расположенных по окружности. Газовая пленка снаружи не ограничена, и ее форма, а также степень расширения газа автоматически изменяются при изменении атмосферного давления. Газодинамическим продолжением центрального тела является конус, образованный газами привода турбонасосного агрегата. Недостатком такого варианта решения является относительно большая удельная масса двигателя.

Во втором варианте (с внутренним расширением) газовая струя ограничена снаружи соплом, а ее внутренняя поверхность свободна и автоматически изменяется при изменении атмосферного давления. Это решение отличается от предыдущего более благоприятными массовыми и термодинамическими характеристиками.

У так называемых «пустотных» двигателей, устанавливаемых на второй и последующих ступенях РКН, работающих на высотах, где $p_H \approx 0$, тяга и удельный импульс будут расти при увеличении степени

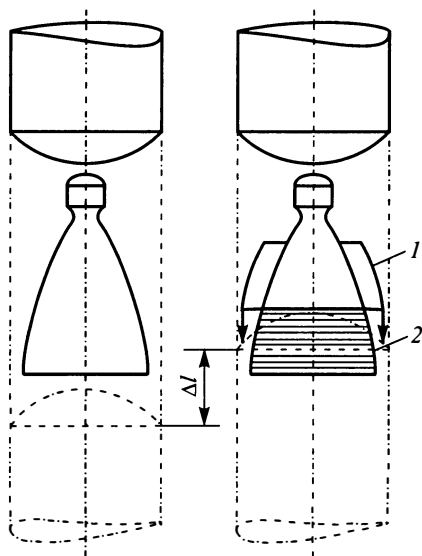


Рис. 18.8. Двигатель с раздвижным соплом:

1 — насадок сопла не надвинут; *2* — насадок сопла надвинут

расширения, асимптотически приближаясь к пределу, обусловленному возможностями данной камеры сгорания. Начиная с какой-то степени расширения в сопле может происходить конденсация газов из-за падения их температуры, что делает нерациональным дальнейшее увеличение сопла. Однако в большинстве случаев степень расширения приходится ограничивать задолго до этого, так как ее увеличение достигается прогрессирующим увеличением размеров сопла, что увеличивает не только его собственную массу, но и (в гораздо большей степени) массу конструкции между ступенями (переходного отсека), габариты которой при «тандемном» расположении ступеней РН определяются прежде всего габаритами двигателя. Таким образом, при увеличении степени расширения газов выигрыш в массе полезного груза сначала вырастает вследствие роста удельного импульса, а затем начинает падать вследствие прогрессирующего увеличения массы сопла и конструкции двигательного отсека РН, что иллюстрируется графически (рис. 18.10). У современных ЖРД с пустотными соплами давление на срезе сопла составляет $p_a \approx (0,05 \dots 0,15) \cdot 10^{-5}$ Па.

В целях сокращения длины и массы между ступенями также целесообразно использовать раздвигающиеся сопла (см. рис. 18.8), но уже не для адаптации к изменяемому атмосферному давлению — как у «земных» двигателей, — а для сокращения длины сопла до разделения

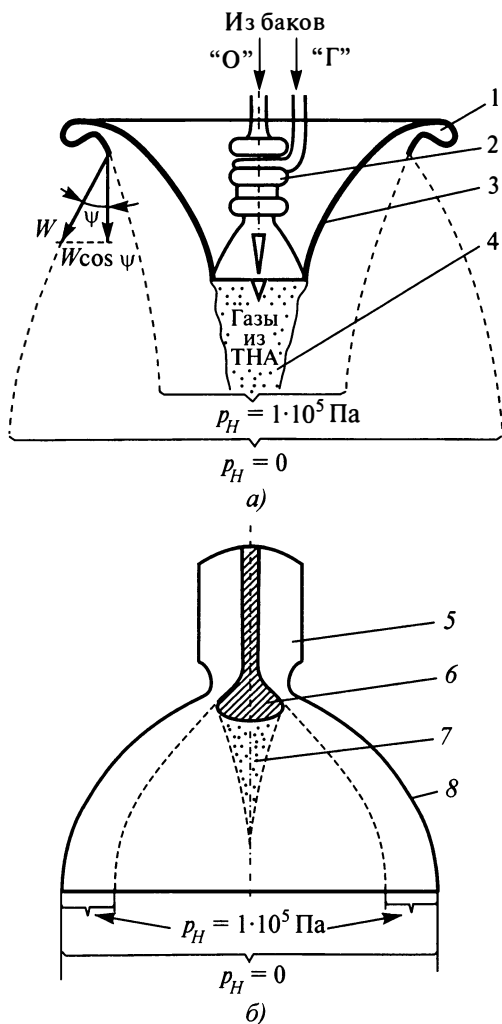


Рис. 18.9. Двигатели с центральным телом:

a — внешнего расширения; *б* — внутреннего расширения; 1 — кольцевая камера сгорания; 2 — ТНА; 3 — центральное тело; 4 — газовое продолжение центрального тела; 5 — камера сгорания; 6 — «грибок»; 7 — застойная зона; 8 — сопло

ступеней. После разделения ступеней насадок сразу же сдвигается в рабочее положение, и сопло двигателя последующей ступени работает все время с максимальной степенью расширения. Очевидно, что в этом случае оптимальная степень расширения может быть существен-

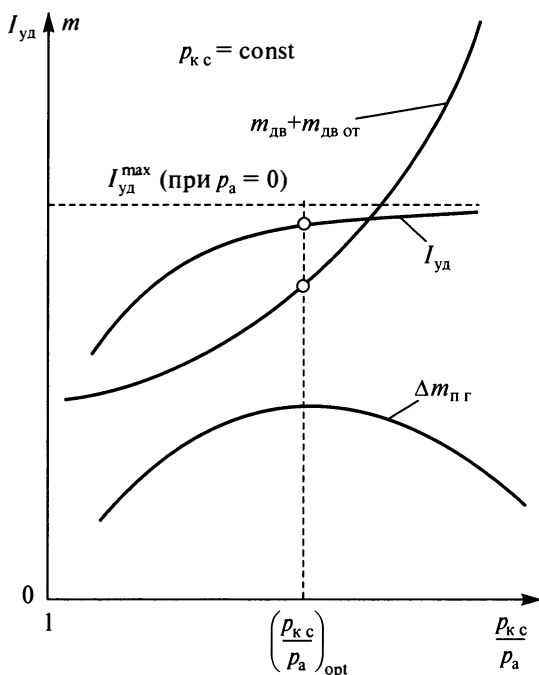


Рис. 18.10. Выбор оптимальной степени расширения сопла «пустотного» двигателя:

$I_{уд}$ — удельный импульс тяги; $\frac{p_{к.с}}{p_a}$ — отношение давления в камере сгорания к давлению на срезе сопла; m — масса; $m_{дв}$ — масса сопловой части двигателя; $m_{дв.от}$ — масса конструкции двигательного отсека; $\Delta m_{п.г}$ — изменение массы полезного груза

но выше, чем у сопел с неизменяемой геометрией. Однако, как и у «земных» двигателей, раздвижные сопла удорожают и утяжеляют конструкцию двигателя, что снижает позитивный эффект его использования и может сделать его нецелесообразным.

Другим эффективным способом сокращения хвостового отсека является использование многодвигательных установок — как альтернатива использованию ДУ с одним двигателем. Однако у вариантов с одним двигателем в составе ДУ и с многодвигательной ДУ имеются свои преимущества и недостатки, которые рассмотрены ниже.

Использование двигательной установки с одним двигателем предпочтительнее по сравнению с многодвигательной ДУ, так как ее надежность, при прочих равных условиях, выше, а удельная масса ниже.

Использование одиночных двигателей, как уже отмечалось выше, сдерживается тем обстоятельством, что длина хвостового отсека, при равных прочих условиях, намного больше по сравнению с вариантом с многодвигательной установкой, а это существенно увеличивает массу конструкции РН. Дополнительное утяжеление конструкции, но уже нижнего топливного бака в случае использования одиночных двигателей, имеет место из-за необходимости передачи больших сосредоточенных сил тяги.

На размеры одиночных двигателей накладывают ограничения обстоятельства производственно-технологического характера. Это относится как к изготовлению очень крупных двигателей, так и к их испытаниям, требующим создания испытательных стендов, сложность и стоимость которых напрямую связана с величиной тяги испытываемых двигателей.

Последнее обстоятельство стимулирует использование многодвигательных ДУ. В этом случае, как отмечалось ранее, удастся существенно сократить длину хвостового отсека, следовательно, снизить массу его конструкции. Кроме того, из практики создания ЖРД известно, что двигатели меньшей тяги можно отрабатывать до заданного уровня надежности значительно быстрее и с существенно меньшими затратами, чем двигатели большой тяги.

В то же время использование многодвигательных ДУ снижает их надежность, что следует из таких простых соображений. Пусть ракетный блок содержит n одиночных ЖРД, работающих независимо друг от друга, имеющих свою систему подачи топлива, регулирования и управления, обладающих одинаковой надежностью P_i , где надежность работы такой его ДУ определяется зависимостью

$$P_{\text{ДУ}} = \prod_{i=1}^n P_i = (P_i)^n. \quad (18.20)$$

Из этого соотношения следует, что даже при высокой надежности одиночных двигателей с увеличением их числа в составе ДУ ее надежность будет снижаться.

Одним из эффективных способов смягчения этого негативного факта является использование в составе ДУ резервных двигателей. Различают «горячее» резервирование — с постоянно включенным резервным двигателем — и «холодное» резервирование — с двигателем, включающимся по мере отказа работающего двигателя.

Для «холодного» резервирования характерен ряд недостатков, а именно:

- увеличивается масса конструкции ДУ за счет масс резервных двигателей, которые будут использоваться только в нештатной ситуации;

- ухудшаются динамические характеристики из-за резкого изменения тяги при выключении основных и включении резервных двигателей;

- усложняется система включения и запуска двигателя в полете.

Из этих соображений «холодное» резервирование для повышения надежности многодвигательных установок считается нецелесообразным и не нашло применения, в то время как «горячее» резервирование используется с середины 1960-х гг. (ДУ первой ступени РКН Saturn 5). Однако «горячее» резервирование не лишено своих недостатков. В частности, резервирование компенсирует лишь отказы двигателей, не сопровождающиеся их разрушением (взрывом), способным вывести из строя соседние двигатели или конструкцию ракеты. На их долю приходится около половины отказов. Долю разрушений двигателей при отказах можно сократить за счет прогнозирования происходящих процессов и своевременного отключения двигателей системой аварийной защиты (САЗ).

Следует заметить, что использование средств защиты двигателей от возгорания приводит к ухудшению массовых характеристик ДУ (например, из-за увеличения давления наддува топливных баков при установке в топливных магистралях мелкочаеистых фильтров), к удорожанию двигателя за счет применения более дорогостоящих материалов, усложнению технологии его изготовления и контроля, увеличению объема отработки, возрастанию сроков создания ЖРД. Несмотря на то, что, в конечном счете, удастся справиться с проблемой получения требуемой конструкционной надежности двигателя, всегда остается постоянная угроза его аварии с катастрофическими последствиями из-за производственных и эксплуатационных ошибок. При этом надо иметь в виду, что в ЖРД с окислительным газогенератором возгорание газового тракта турбины происходит в большинстве случаев за очень короткое время (тысячные доли секунды), вследствие чего системе аварийной защиты очень сложно предотвратить аварию.

Выше рассматривались в основном проблемы, связанные с двухкомпонентными ЖРД, которые используются во всех без исключения жидкостных ДУ и которые продолжают совершенствоваться с целью достижения более эффективных характеристик.

Параллельно с усовершенствованием традиционных, двухкомпонентных ЖРД уже продолжительное время ведутся разработки так называемых трехкомпонентных (двухтопливных) ЖРД, работающих сначала на углеводородном горючем, а затем на водороде при общем для них окислителе — кислороде. Это связано, в основном, с разработкой проектов одноступенчатых ракет и желанием использовать позитивные качества каждой из топливных пар.

Выигрыш здесь ожидается за счет того, что удельная масса двигателей, работающих на углеводородном горючем ниже (приблизительно в 1,5...2 раза), чем у водородно-кислородных двигателей. На начальном этапе полета, где требуется большая тяга (в 5...10 раз больше, чем в конце активного участка), это дает выигрыш в массе конструкции. К этому добавляется выигрыш в массе той части баков, которая предназначена для углеводородного горючего, прежде всего за счет его большой плотности по сравнению с водородом, что влечет за собой соответствующую разницу в объемах и массе баков. Кроме того, применение такой двигательной установки позволяет обойтись меньшим числом двигателей. Общий же эффект по полезной нагрузке получается как разность указанного облегчения конструкции и проигрыша из-за уменьшения удельного импульса на значительном участке траектории выведения.

Существуют два варианта трехкомпонентных ДУ, которые различаются тем, что в одном из них в составе ДУ имеются двигатели, работающие на углеродном горючем, и двигатели, работающие на водородном горючем. Окислитель для обоих двигателей один и тот же — кислород. Эти двигатели могут со старта работать параллельно, а в определенный момент углеводородные двигатели выключаются и продолжает работать только кислородно-водородный двигатель, но могут работать и последовательно. Во втором варианте двигатели могут работать как на углеводородном горючем, так и на водородном горючем. Со старта они работают на углеводородном горючем, а в какой-то момент времени переключаются на работу на водородном горючем. В этом случае возникает проблема обеспечения горения разнородных топлив в единой камере сгорания и обеспечения двигателя двумя топливами с различным соотношением между расходом окислителя и горючего: 2,5...2,7 — для углеводородных топлив и 6,0...6,5 — для водородного.

В качестве примера ниже представлены проектные характеристики двигателя РД-701:

Тяга в пустоте, кН:

на первом режиме	196
на втором режиме	78,4

Удельный импульс тяги в пустоте, м/с:

на первом режиме	4100
на втором режиме	4600

Давление в камере сгорания, МПа 29,4

Масса двигателя, кг. 3800

Габариты (высота×диаметр), м 5,0×5,0

Одним из самых перспективных направлений развития ракетной техники является применение атомной энергетики, в частности в двигательных установках. В РН, стартующих с Земли, требуемая тяговооруженность должна быть больше 1, поэтому в перспективе могут быть использованы ядерные ракетные двигатели (ЯРД) с газодинамическими соплами, работа которых будет основана на нагреве рабочего тела в ядерных реакторах.

Температура рабочего тела определяется типом реактора двигателя. В ЯРД с твердой зоной, применение которых возможно в ближайшем будущем, температура рабочего тела ограничена допустимой рабочей температурой материалов реактора и не превышает 3000 К; до такой же температуры нагреваются продукты сгорания в современных ЖРД.

Однако использование в ЯРД в качестве рабочего тела водорода, молекулярная масса которого составляет 2 ед. (против 18 ед. и более для химических топлив), дает возможность получить удельный импульс порядка 8000 м/с. В случае применения газозфазных реакторов, температура нагрева рабочего тела у которых не ограничена свойствами конструкционных материалов, значения удельного импульса могут быть во много раз выше.

Реализация этого направления развития ракетной техники требует решения сложных проблем, обусловленных разработкой и созданием ЯРД, особенно с газозфазным реактором. Одной из них является экологическая проблема: загрязнение окружающей среды выбросами радиоактивных веществ при нормальной работе двигателя и возможные последствия при аварии. Одним из направлений решения первой проблемы является применение первой ступени с химическими двигателями, с помощью которой РН выводится на экологически безопасную высоту.

Наиболее уверенно сейчас можно говорить лишь о первом этапе использования ЯРД на ракетных блоках, стартующих с опорных орбит, так как запуск ЯРД будет осуществляться на опорной орбите. Поэтому авария РН на активном участке не приведет к радиоактивному заражению атмосферы у Земли, а авария на опорной орбите не вызовет серьезных экологических последствий, так как активизированные обломки останутся на орбите. Опорная орбита при этом должна быть такой высоты (500...700 км), чтобы время существования на ней активизированных обломков было достаточным для их дезактивации до безопасного уровня (несколько десятков лет).

Большие перспективы в решении транспортных задач имеет использование на РН комбинированных двигательных установок, работающих по воздушно-реактивному циклу в плотных слоях атмосферы и по ракетному — в конце активного участка, особенно на базе ядер-

ной энергетики. Удельный импульс таких двигателей может быть очень большим по сравнению с ракетными двигателями на химическом топливе (до 20 000...30 000 м/с и выше) за счет того, что тяга отнесена только к расходу горючего $\dot{m}_r$, в то время как на ее величину существенно больше влияет массовый расход воздуха $\dot{m}_b$:

$$P_{\text{ВРД}} = (\dot{m}_b + \dot{m}_r)(W - v) - \dot{m}_b v \approx \dot{m}_b(W - v),$$

$$I_{\text{уд}} = \frac{P_{\text{ВРД}}}{\dot{m}_r} = \frac{\dot{m}_b}{\dot{m}_r}(W - v) - W \approx \frac{\dot{m}_b}{\dot{m}_r}(W - v), \quad (18.21)$$

где W — скорость истечения продуктов сгорания; v — скорость движения летательного аппарата.

Список литературы

- 18.1. Труды первой международной аэрокосмической конференции «Человек — Земля — Космос». Т. 4. Двигательные установки авиакосмических систем. М., 1995. 551 с.
- 18.2. Коротеев А.С. Выбор пути развития маршевых двигателей для перспективных российских средств выведения // Космонавтика и ракетостроение. 1999. № 15.
- 18.3. Карраск В.К. Двигательные установки (конспект лекций). М.: МАИ, 1976. 142 с.
- 18.4. Козлов А.А. и др. Системы питания и управления двигательных установок. М.: Машиностроение, 1988. 352 с.
- 18.5. Голиков И.А., Петров В.И. Особенности экспериментальной отработки жидкостных ракетных двигателей, двигательных установок и пневмогидравлических систем // Космонавтика и ракетостроение. 1996. № 7.

ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

Обобщенная функциональная структура ПГС. Системы наддува: «холодные», «горячие», «химические». Управление процессом функционирования ДУ: запуск, маршевый режим, останов

Под пневмогидравлической системой (ПГС) принято понимать совокупность пневмогидравлических элементов, включающую:

- топливные баки;
- газовые емкости;
- агрегаты автоматики и регулирования;
- устройства и системы, обеспечивающие: заправку ДУ топливом и газами; хранение топлива в баках с требуемыми эксплуатационными характеристиками; наддув топливных баков до требуемых уровней давления; подачу топлива в ЖРД с необходимым уровнем давления, температуры и расхода топлива; слив компонентов топлива; сброс газов и проведение необходимых профилактических работ с целью подготовки повторного пуска двигателя.

Обобщенная функциональная структура ПГС представлена на рис. 19.1. Как следует из рис. 19.1, ПГС обычно подразделяют на следующие три крупные системы: топливная система, система заправки и наддува, вспомогательные системы. Каждая из этих комплексных систем, как правило, состоит из нескольких более простых функциональных составляющих, которые можно определить с классификационной точки зрения как соответствующие назначению подсистемы.

Вокруг топливной системы ДУ практически объединяются все другие системы. Конструктивные особенности и состав топливной системы во многом определяются применяемыми компонентами топлива, а также требованиями к эксплуатационным свойствам ДУ. Так, например, при использовании криогенных компонентов топлива необходимо поддерживать очень низкие температуры (для водорода 15...20 К, кислорода 80...85 К). При формировании маршевых ДУ РН необходимо решить ряд характерных задач, связанных с особенностями функционирования ДУ в составе ракеты. Например, сводят к минимуму эффект воронкообразования при окончании выработки топлива из баков, снижают амплитуды колебаний топлива в баках и рас-



Рис. 19.1. Обобщенная структура ПГС [19.2]

ходных магистралях, минимизируют температурное расслоение топлива по высоте баков, обеспечивают одновременное опорожнение топливных баков от разноименных компонентов и поддерживают постоянную температуру компонентов в узком диапазоне значений в процессе как заправки и предполетной подготовки, так и ее функционирования и т.п.

К топливной системе ДУ предъявляются специфические требования, так как она должна обеспечивать постоянное заполнение заборных устройств топливом при любых направлениях перегрузок аппарата, а также предотвращать возможность попадания газов на вход в двигатель.

Система заправки ДУ компонентами топлива и газами должна обеспечивать заполнение топливных баков и газовых емкостей необходимым количеством топлива и газа как от наземных систем, так и от специальных КА-заправщиков в процессе космического полета. Задачей системы заправки является достижение требуемых точности

заправки и степени насыщения компонентов топлива газами, либо наоборот, удаление газа из него.

Система наддува топливных баков ДУ обеспечивает создание в газовых подушках давлений, необходимых для запуска ЖРД и поддержания его нормальной работы. Обычно система наддува включает в себя источник энергии в виде газовых аккумуляторов давления, емкости с дополнительным реагентом, связанные с ЖРД газогенераторы, смесители, испарители, а также агрегаты управления в виде клапанов, редукторов, дросселей, сигнализаторов и т.п.

В состав ПГС входит ряд вспомогательных систем, обеспечивающих управление автоматикой, приведение ДУ в исходное состояние при несостоявшемся пуске, контроль режимов ее работы и аварийной защиты.

Из всего множества упомянутых систем ниже будут более детально рассмотрены система наддува и система управления расходом топлива двигателей, состав и параметры которых в наибольшей степени влияют на параметры и характеристики РН в целом, а также система управления запуском и остановкой двигателей.

Система наддува. Наддув баков необходим при вытеснительной подаче топлива для обеспечения заданного расхода топлива, а при турбонасосной подаче давление наддува должно:

- обеспечить бескавитационную работу насосов на всех режимах работы двигателя;
- исключить провал давления в баках ниже допустимого предела в момент запуска двигателя;
- повысить устойчивость конструкции баков при действии на нее сжимающих нагрузок.

При этом системы наддува должны:

- быть удобными и безопасными в эксплуатации;
- иметь малые массу и габариты;
- минимально прогревать компоненты топлива;
- выдерживать заданный режим наддува с определенной точностью;
- быть предельно простыми и надежными в работе.

Так как у современных РН в подавляющем большинстве используются ЖРД с турбонасосной подачей, то ниже рассмотрены проблемы выбора систем наддува двигательных установок, в составе которых имеются именно такие двигатели.

Ключевым параметром системы наддува является величина давления наддува в газовой подушке топливных баков. Необходимое давление в газовой подушке топливного бака определяется требованиями по величине давления на входе в насос конкретно-

го компонента топлива, что является одной из характеристик насоса.

Давление наддува может быть представлено в виде

$$p_{\text{над}} = p_{\text{вх}} + \Delta p - n_x \rho g h, \quad (19.1)$$

где $p_{\text{вх}}$ — потребное давление на входе в насос (или преднасос, если такой имеется в системе питания); Δp — потери давления в магистрали, соединяющей бак с двигателем; n_x — продольная перегрузка ракеты; ρ — плотность компонента; h — высота столба компонента (от поверхности до входа в насос); h_f — высота столба горючего; h_o — высота столба окислителя.

В течение полета высота столба расходующего компонента падает, а продольная перегрузка ракеты растет (рис. 19.2). В зависимости от геометрии баков и их удаленности от входов в насос характер изменения высоты столба по времени может быть различным, в результате чего потребное давление наддува в общем случае будет переменным: либо нарастать, либо медленно падать, а после входа поверхности жидкости в расходную магистраль — быстро нарастать из-за быстрого падения гидростатического давления. Первое изменение более вероятно для низкорасположенных баков (обычно горючего), а второе — для высокорасположенных баков (обычно окислителя).

Принципиально возможно обеспечить выдерживание потребного давления по времени, при котором давление на входе в насос было бы постоянным. Сложность в регулировании давления наддува, а также использование давления в баках для увеличения устойчивости конструкции приводит к тому, что в основном используется давление постоянной величины, которое поддерживается с помощью относительно простого предохранительного клапана. При этом на входе в насос все время оказывается избыточное давление, которое в определенных пределах безвредно и даже желательно с точки зрения бескавитационного режима работы.

Для систем наддува двигательных установок с турбонасосной системой подачи характерно относительно небольшое давление наддува, составляющее 0,1...0,4 МПа, и лишь в отдельных случаях может быть немного выше. Для наддува топливных баков могут использоваться пары или продукты сгорания основных компонентов топлива, или дополнительное рабочее тело, хранящиеся на борту РН в газообразном, жидком или твердом состоянии.

При выборе системы наддува учитываются, прежде всего, следующие факторы:

- программа полета как конкретной ступени, для которой выбирается система наддува, так и всего аппарата;

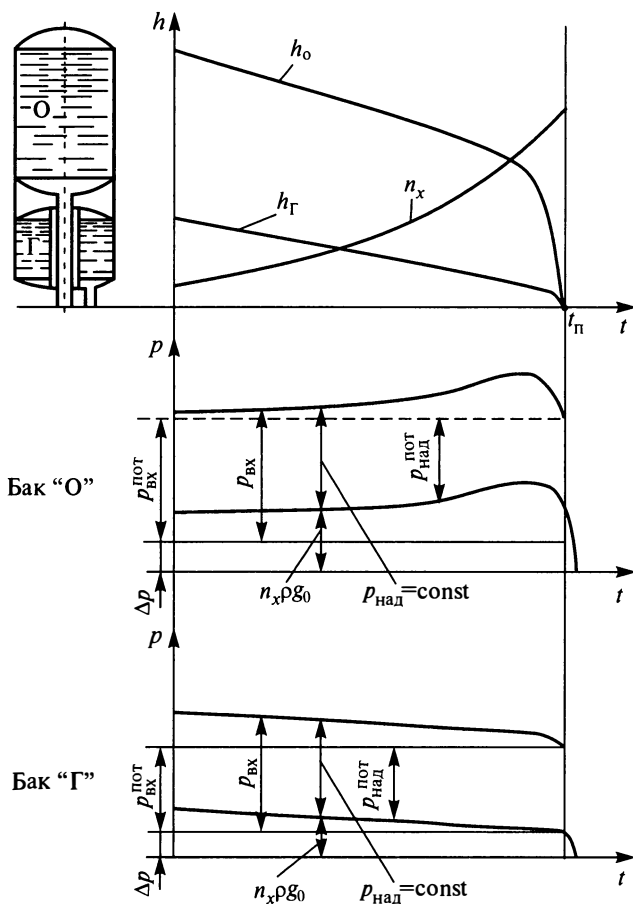


Рис. 19.2. Изменение давления наддува $p_{\text{над}}$ в баках в процессе полета:

t_{Π} — момент времени, соответствующий прекращению работы двигателя; $p_{\text{вх}}^{\text{пот}}$ — потребное давление на входе в насос (или преднасос, если такой имеется в системе питания); $p_{\text{над}}^{\text{пот}}$ — потребное давление наддува; Δp — потери давления в магистрали, соединяющей бак с двигателем; n_x — продольная перегрузка; ρ — плотность компонента; h — высота столба компонента (от поверхности до входа в насос)

- совместимость газов наддува с топливом и конструкционными материалами топливных баков;
- требования по массе, стоимости и надежности.

На современных РН с ЖРД находят применение газобаллонные, газогенераторные, испарительные и химические системы наддува, исполь-

зующие жидкие или твердые компоненты топлива и источники энергии. Обычно система наддува включает в себя следующие элементы:

- источник энергии — аккумулятор давления в виде шаробаллонов с газом или патрон с твердым зарядом, или емкость с дополнительным реагентом, или связанные с ЖРД газогенераторы, смесители, испарители;
- агрегаты управления — заправочные, пусковые и отсечные клапаны, обратные клапаны, редукторы или дроссели, сигнализаторы давления, контролирующие уровень параметров наддува и связанные с системой управления, которая, в свою очередь, осуществляет выдачу команд на клапаны наддува;
- пневматические и гидравлические линии, соединяющие между собой источник энергии, агрегаты управления и газовые подушки топливных баков.

Системы наддува по назначению обычно подразделяются на системы предварительного и основного наддува.

Системы основного наддува призваны обеспечивать заданный диапазон давлений на входе в двигатель во время работы ДУ. Выбор характеристик систем должен учитывать возможность дросселирования двигателей и изменение их режимов, что влечет за собой изменение расхода топлива из баков, а также внешнего давления, запасов топлива и перегрузок во время активного полета. Давление топлива в баках и магистралях подачи топлива может оказывать существенное влияние на уровень давлений на входе в двигатель.

Если для наддува баков используется аккумулированный в баллонах газ и этот газ на борту специально не подогревается, такие системы наддува принято называть «холодными» или газобаллонными (рис. 19.3, а). В качестве рабочего тела могут использоваться азот, гелий и другие газы, в первую очередь инертные. Основным показателем, определяющим выбор рабочего тела, является его молекулярная масса. Поэтому, в частности, воздух использовался только в самых ранних ракетах (например, V-2, Германия). Азот, который может использоваться практически со всеми высококипящими компонентами, также из-за относительно большой молекулярной массы применялся в «старых» разработках (первая ступень РКН Saturn 5, США, первая и вторая ступени РКН «Восток», Россия). В настоящее время более широкое распространение получил гелий, имеющий наименьшую среди вышеупомянутых рабочих тел молекулярную массу. Ранее широкому использованию гелия препятствовала его высокая проникающая способность. Однако со временем с повышением общего уровня ракетостроения проблемы герметичности пневмогидравлических систем, использующих ге-

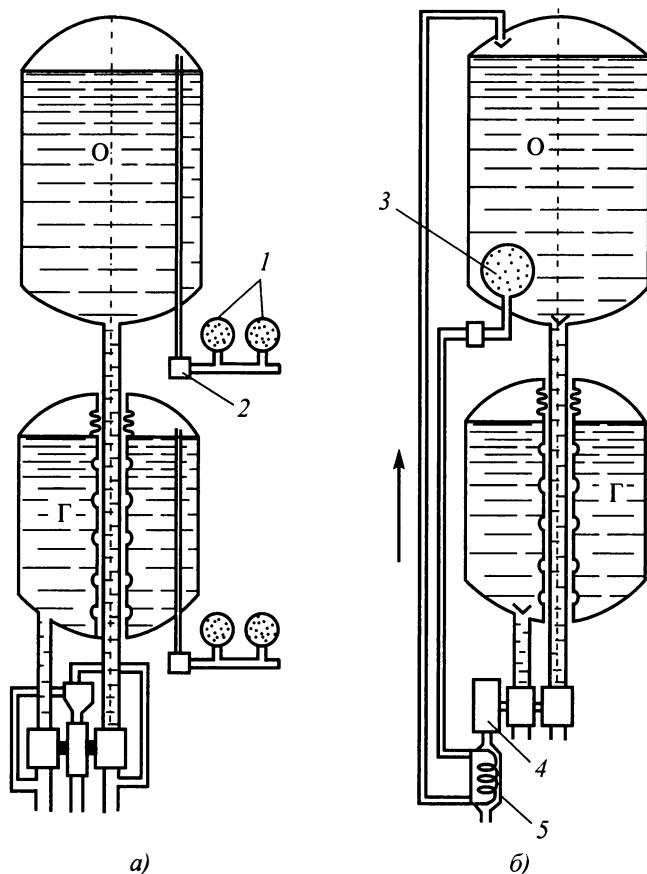


Рис. 19.3. Схемы «холодного» наддува:

а — газобаллонный наддув; *б* — наддув гелием бака с криогенным компонентом; 1 — баллоны со сжатым газом; 2 — редуктор давления; 3 — баллон с гелием в криогенном компоненте топлива; 4 — турбина ТНА (при ЖРД открытой схемы); 5 — теплообменник

лий, нашли разрешение, что открыло дорогу использованию этого высокоэффективного газа. Наддув гелием нашел применение в РКН Ariane (Западная Европа), РКН «Зенит» (Россия, Украина), РКН Н-I (Япония) и др.

Главным направлением совершенствования газобаллонных систем является снижение удельных массовых характеристик за счет применения сжиженных или сильно переохлажденных газов. Это реализуется выполнением аккумуляторов давления в виде сосудов

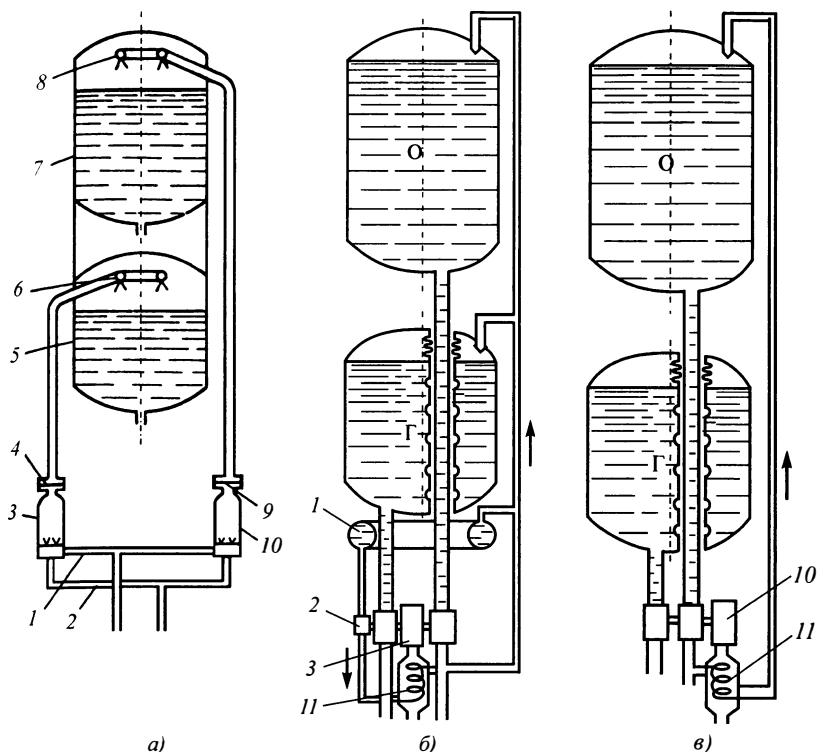


Рис. 19.4. Схемы «горячего» наддува:

а — газогенераторная система; *б* — наддув газифицированным азотом; *в* — наддув газифицированным компонентом топлива; 1 — магистраль подачи окислителя в газогенераторы; 2 — магистраль подачи горючего в газогенераторы; 3 — газогенератор наддува; 4 — разделительная мембрана; 5 — бак горючего; 6 — коллектор наддува; 7 — бак окислителя; 8 — бак жидкого азота; 9 — насос подачи азота; 10 — турбина ТНА; 11 — теплообменник

Дьюара, в которых газ хранится при сверхкритическом давлении, или размещением баллонов в баках с криогенным компонентом топлива (см. рис. 19.3, б).

Системы наддува, в которых используется газ, имеющий более высокую температуру, чем температура жидких компонентов, называют «горячими». Горячие системы наддува по способу получения рабочего тела подразделяются на газогенераторные и испарительные. В газогенераторных системах наддува (рис. 19.4, а) получение газа осуществляется путем сжигания компонентов топлива при определенном соотношении их масс в специальных газогенераторах или путем отбора

части газа из основных газогенераторов. При этом для наддува окислителя подается газ с избытком окислителя («кислый» газ), а для наддува горючего газ с избытком горючего («сладкий» газ). Газогенераторы наддува могут устанавливаться непосредственно на верхних днищах баков; при этом от двигателя к ним должен обеспечиваться соответствующий (относительно малый) расход основных компонентов. Если газогенератор входит в состав двигателя, то газы наддува, вырабатываемые в нем, по теплоизолированным трубопроводам подводятся к верхней части баков. Примером использования систем с газогенераторным наддувом могут служить РКН Ariane 4, Западная Европа и РКН «Протон», Россия.

Основные тенденции совершенствования «горячих» систем наддува определяются требованиями улучшения массовых характеристик и выражаются в переходе к более высоким температурам рабочего тела (до 1100 К). В этом случае улучшение массовых характеристик обеспечивается за счет повышения энергетических характеристик газа, снижения расходов компонентов топлива на наддув, уменьшения тепловых остатков из-за меньшего прогрева поверхностных слоев сухим газогенераторным газом и меньшей конденсации последнего на зеркале жидкости, а также уменьшения массы газа наддува в конце работы двигателя.

В испарительных системах наддува рабочим телом являются пары жидких компонентов, образующихся в специальном теплообменнике. При этом могут быть использованы основные компоненты топлива или вспомогательное рабочее тело (см. рис. 19.4, б). В частности, для наддува всех баков первой и второй ступеней РКН «Восток» используется газообразный азот, образующийся в теплообменнике, размещенном непосредственно в выхлопном коллекторе турбины. Такая схема отличается простотой и надежностью, но требуется дополнительный бак (для рабочего тела наддува) и соответствующие пневмогидравлические системы, что утяжеляет конструкцию РКН. Поэтому в современных РКН распространение получили системы (см. рис. 19.4, в), в которых используются основные компоненты топлива, т.е. в теплообменник подается небольшая часть основного компонента топлива из магистрали за главным клапаном. Таким компонентом может быть любой криогенный компонент топлива, а также четырехокись азота. Собственные компоненты в качестве рабочего тела наддува используются в РКН «Энергия», ТКА Space Shuttle и др.

Во всех этих случаях используются криогенные компоненты топлива (водород и кислород), а различие в системах заключается, в основном, в схеме расположения теплообменника. Примером использования высококипящих компонентов является РКН Titan 2. В ней

используется теплообменник, в который поступает отработанный турбинный газ и, отдавая свою теплоту четырехоксида азота (она отбирается за насосом ТНА), немного охлаждается и поступает в бак горючего (аэрозин-50). В свою очередь, образовавшиеся продукты четырехоксида азота идут на наддув бака окислителя.

В процессе исследований находятся системы наддува для ДУ с самовоспламеняющимися компонентами, в которых газ получается в процессе контролируемой химической реакции (*«химические»* системы наддува), протекающей непосредственно в баке между компонентом топлива, хранящемся в нем, и другим компонентом, подаваемым в этот бак в соответствующем количестве. Этот второй компонент можно впрыскивать на свободную поверхность жидкости в баке или в массу жидкости ниже ее поверхности. В первом случае реагент необходимо впрыскивать в виде сплошной струи. При этом следует избегать дробления струи в процессе впрыска и разбрызгивания ее при контакте со свободной поверхностью жидкости, поскольку увеличение глубины проникновения струи в массу жидкости способствует снижению температуры получаемого газа до приемлемого уровня, а дробление и разбрызгивание может привести к интенсивному горению капель. Впрыск лучше осуществлять на максимально возможном расстоянии от стенки и под большим углом для лучшего проникновения струи.

Существенным недостатком химического наддува является сложность организации одинаковых условий впрыска реагента при перемещении уровня жидкости в процессе выработки топлива из бака.

Предварительный наддув может быть условно разделен на несколько этапов, включая:

- наддув после заправки баков компонентами для создания избыточного давления в баке во время хранения в заправленном состоянии;
- предстартовый наддув топливных баков от наземных источников перед стартом ракеты для обеспечения надежного запуска двигателей до выхода на режим основного наддува;
- предпусковой наддув топливных баков на активном участке полета от бортовых источников перед запуском двигательной установки верхней ступени.

Способы наддува для этого используются такие же, что и для основного наддува. В настоящее время широкое распространение получили газобаллонные системы наддува, в которых в качестве рабочего тела используются воздух, азот и гелий.

Сложнее осуществить предварительный наддув баков верхних ступеней, особенно если применяются системы наддува генераторным

газом. В таких случаях применяют гарантийный наддув (или поднаддув). Гарантийный наддув производится за несколько секунд до запуска двигателей этой ступени азотом или воздухом — для всех высококипящих компонентов топлива — и гелием — для низкокипящих компонентов топлива.

Гарантийный наддув баков верхних ступеней может осуществляться как предстартовый на стартовом устройстве, так как гелий не растворяется и не конденсируется в жидких компонентах топлива. Такой способ гарантийного наддува наиболее прост, но при этом накладывает высокие требования на герметичность баков, так как гелий, обладая высокой проникающей способностью, может «стравиться» через разъемные соединения и уплотнительные устройства клапанов.

Обычно гарантийный наддув верхних ступеней производят газом из баллонов, размещаемых на предыдущих ступенях. Вместо гарантийного наддува можно применять поднаддув баков последующих ступеней до момента разделения малыми расходами от систем наддува баков предыдущей ступени.

Двигательная установка в соответствии с иерархической структурой РН представляет собой систему соответствующего уровня, когда ракета рассматривается как объект управления ДУ и входит в состав контура управления ракеты как исполнительный орган системы управления. В то же время по отношению к внутريدвигательным процессам уже ДУ является объектом управления, а исполнительными органами системы управления являются выходные устройства регуляторов. При таком подходе задачи систем управления ДУ представляются двумя группами.

Первая группа включает задачи, относящиеся к управлению движением РКН:

- управление движением центра масс (конечными параметрами траектории);
- управление движением относительно центра масс.

Вторая группа включает задачи *управления процессом функционирования* собственно ДУ:

- управление параметрами камеры сгорания;
- управление параметрами газогенераторов;
- управление системой наддува;
- запуск и останов ДУ.

Ниже рассмотрены проблемы, связанные со второй группой задач. Отметим, что процесс функционирования агрегатов ПГС двигательной установки, в результате которого достигается конечная цель РКН, является динамическим процессом. Кроме того, по существу все рабочие процессы, протекающие в ПГС в функции вре-

мени, являются нестационарными, однако степень нестационарности рабочих процессов на разных этапах полета существенно различна. Так, на маршевых режимах работы параметры агрегатов ДУ поддерживаются в области малых отклонений. Динамический анализ этих процессов обычно описывают системой дифференциальных линейных уравнений, которые не учитывают нестационарности рабочих процессов, полагая их квазистационарными; ряд других режимов (например, запуск, останов, дросселирование тяги) к квазистационарным отнести не представляется возможным, а попытка описания процессов на этих режимах системой линейных дифференциальных уравнений, исключающих влияние нестационарности, приводит к существенным погрешностям. Даже описание этих процессов системой нелинейных дифференциальных уравнений для приемлемой сходимости расчетных и экспериментальных результатов требует идентификации нелинейной модели по отношению к опытным данным. Проблемы, связанные с управлением функционирования ДУ, будут рассмотрены в последовательности режимов, характерной для штатного полета, т.е. для запуска, маршевого режима и останова.

Запуск ДУ является первым процессом, определяющим способность агрегатов ПГС ДУ к выполнению намеченной программы процесса их функционирования. Основное отличие запуска от других этапов работы ДУ состоит в том, что в процессе его реализации имеют место большие градиенты изменения параметров. В газогенераторах и камерах ДУ в процессе запуска градиенты основных параметров изменяются в широких пределах, вследствие чего на агрегаты ДУ РКН в целом действуют значительные силовые и тепловые нагрузки

Характер изменения параметров ДУ в процессе запуска зависит, в первую очередь, от вида запуска. На рис. 19.5 представлены наиболее характерные изменения для жидкостных ДУ, используемых в составе РКН, в виде изменения тяги (или давления в камере сгорания двигателя). В качестве «точки отсчета» принят «идеальный запуск», т.е. запуск с прямоугольным фронтом нарастания давления (*зависимость 1*). Разность площадей между идеальным и реальным процессами запуска характеризует энергетические потери импульса тяги в процессе запуска, обусловленные как намеренным растягиванием процесса запуска, так и нестационарностью рабочих процессов на этом этапе.

К идеальному запуску наиболее близким является запуск ЖРД малой тяги (*зависимость 2*). Для двигателей больших тяг характерен медленный запуск. Он выполняется либо двухступенчатым (*зависимость 3*), либо программированным (*зависимость 4*). Медленный ха-

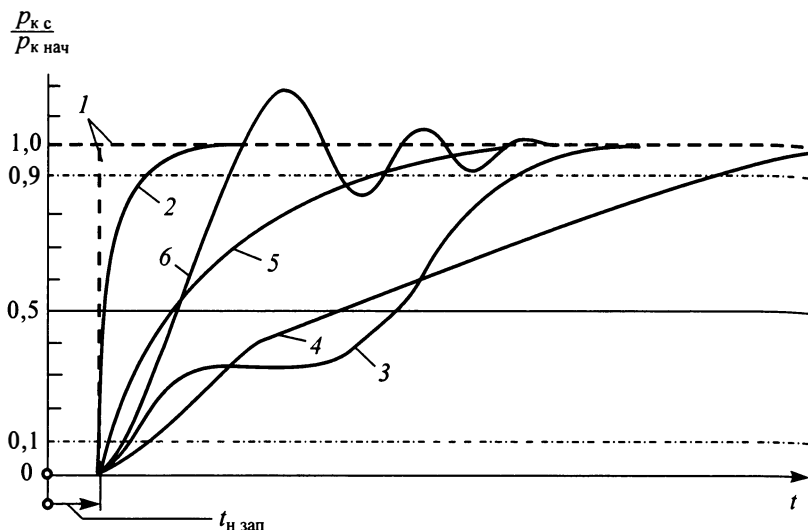


Рис. 19.5. Характерный вид изменения тяги двигателя в процессе запуска [19.5]:

$\frac{P_{к.с}}{P_{к.нач}}$ — отношение текущего давления в камере сгорания к начальному; $t_{н зап}$ — время начала запуска; 1 — идеальный запуск; 2 — запуск для ЖРД малой тяги; 3 — двухступенчатый запуск; 4 — программированный запуск; 5 — плавный запуск; 6 — «пушечный» запуск

характер изменения тяги обусловлен ограничением перегрузок как на элементы двигателя, так и на корпус РКН, а также стремлением снизить массу ТНА, величина которой зависит от требуемого времени раскрутки.

Для двигателей средних уровней тяг предпочтителен плавный запуск (зависимость 5), по характеру близкий к экспоненциальному. Пушечный запуск (зависимость 6) применяется в основном для двигателей малых или средних тяг, если в стартовый период имеет место дефицит времени, и производится путем подачи топлива на вход в камеру двигателя при номинальном давлении подачи. Поэтому в начальный период запуска в камеру поступает наибольшее количество топлива по сравнению с любым последующим режимом работы ЖРД. Вследствие этого при пушечном запуске, как правило, имеют место заброс давления и колебательный характер установления основного режима работы.

Зависимости на рис. 19.5 характеризуют процессы, происходящие в камере сгорания двигателя — в его главном энергетическом элементе. Их реализации предшествует весьма сложная процедура приведе-

ния ее к предпусковому состоянию, включающая заполнение топливных магистралей до главных топливных клапанов и приведение ротора ТНА во вращение.

Для предварительного вращения ротора ТНА могут применяться пиростартеры, которые представляют собой пиротехнические шашки, устанавливаемые перед соплом турбины. Пиростартеры способны за короткий отрезок времени создать необходимый для предварительного вращения ротора расход газа с высокой температурой. Пиростартерный запуск обычно применяется в насосных системах ЖРД открытой схемы (без дожигания), турбины которых выполняются с высоким перепадом давления.

Для ЖРД замкнутой схемы (с дожиганием генераторного газа) пиростартерный запуск требует специальной установки дополнительных пусковых турбин, так как пороховые газы, содержащие твердые частицы, могут привести к засорению форсунок газогенератора. В таких двигателях турбины ТНА выполняются с низким перепадом давлений, благодаря чему возможен также запуск без применения пиростартера — путем питания газогенератора в предстартовый период топливом, поступающим из баков самотеком.

Маршевый режим работы как правило предусматривает стабилизацию параметров камер и газогенераторов, что при насосной системе подачи требует специальных контуров управления, включающих в свой состав автоматические регуляторы. На чувствительные элементы регуляторов должны быть поданы параметры регулирования и командные сигналы. На практике вместо действительных параметров регулирования (например, тяги) используются косвенные параметры регулирования (например, давление в камере сгорания).

На рис. 19.6 в качестве примера представлен фрагмент упрощенной ПГС ДУ, в которой питание турбины ТНА осуществляется вспомогательным рабочим телом. Регулятор тяги установлен на линии питания турбины (перед газогенератором). Изменение режима работы ДУ осуществляется путем изменения управляющего давления, которое влечет за собой изменение расхода рабочего тела и соответствующее изменение частоты вращения турбины. Изменение частоты вращения турбины приводит к изменению давления в камере сгорания и, следовательно, к изменению уровня тяги.

Для глубокого изменения режима (дресселирования) двигателей больших тяг как правило используют ступенчатое изменение расходов компонентов топлива за счет частичного перекрытия главных клапанов. Главные клапаны ЖРД обычно имеют несколько состояний: два («закрыт» и «открыт») или более — за счет нескольких со-

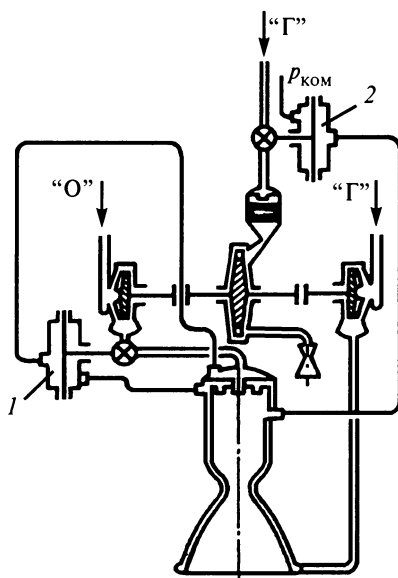


Рис. 19.6. Пример системы управления параметрами ДУ при питании турбины вспомогательным рабочим телом:

1 — стабилизатор соотношения компонентов топлива в камере сгорания; **2** — регулятор

стояний «частично открыт», число которых соответствует числу назначенных режимов работы ДУ.

Следует заметить, что в современных РКН управление ДУ (как и большинством других систем и агрегатов) реализуется с помощью бортовых вычислительных машин (БЦВМ). Для управления параметрами ДУ требуется предварительное преобразование непрерывной информации о протекании рабочих процессов в дискретную цифровую информацию (рис. 19.7). Такое преобразование происходит в

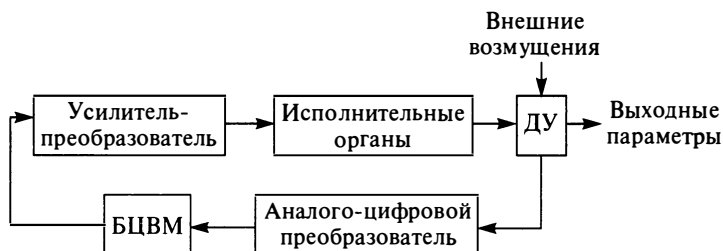


Рис. 19.7. Упрощенная схема управления параметрами ДУ

блоке аналого-цифрового преобразующего устройства. Сама БЦВМ, получив конечное число сигналов о состоянии процессов в ДУ, формирует на выходе конечное число решений после сравнения входных сигналов со значениями, соответствующими программным. Выходная дискретная информация снова преобразуется в непрерывный аналоговый сигнал с помощью цифроаналогового преобразователя и после соответствующего усиления передается на исполнительные органы (регуляторы).

Останов ЖРД, как и запуск, относится к режимам с существенным влиянием нестационарности процессов и характеризуется такими же проблемами в части его описания, и так же, как запуск двигателя, является объектом тщательной экспериментальной отработки. При этом процесс останова исследуется с двух позиций: во-первых, с позиции выполнения требований по достижению РКН ее конечных траекторных параметров, т.е. формирования потребного импульса тяги с необходимой точностью; во-вторых, с позиции безаварийного протекания процесса останова.

Следует отметить, что сам процесс останова по отношению к задаче формирования потребного импульса тяги является помехой. Действительно, момент времени, прогнозируемый с помощью регулятора кажущейся скорости, для формирования команды на останов двигателя исходит из фактического условия достижения тре-

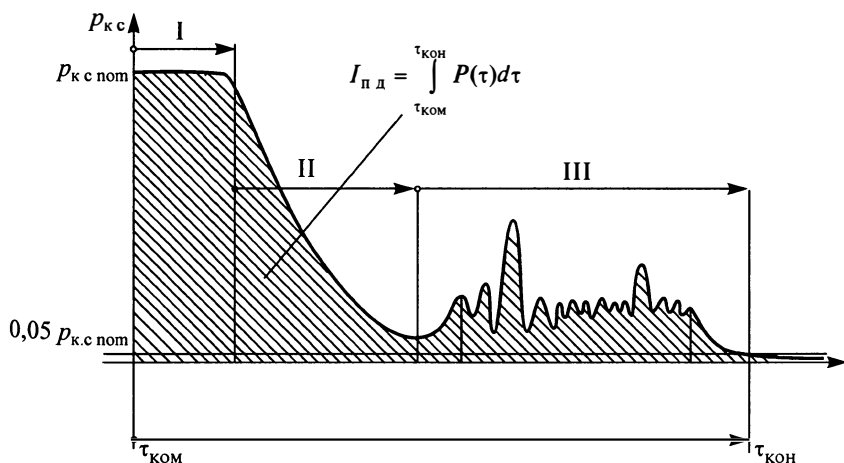


Рис. 19.8. Характер изменения давления в камере сгорания в функции времени при выключении двигателя [19.5]:

$P_{кс\ ном}$ — номинальное значение давления в камере сгорания; $\tau_{ком}$, $\tau_{кон}$ — момент подачи команды на выключение двигателя и конец интервала интегрирования

букемой конечной скорости. После реализации этой команды (после закрытия главных топливных клапанов) двигатель формирует дополнительный импульс тяги в результате догорания топлива, оставшегося в его полостях за клапанами. После закрытия главных топливных клапанов процесс опорожнения заклапанных полостей двигателя от оставшегося в них топлива происходит при значительных градиентах изменения давлений и температур, которые вызывают попеременное изменение фазового состояния топлива. В этих условиях процесс догорания остатков топлива складывается хаотично, а формируемый этим процессом импульс тяги, который принято называть импульсом последствия $I_{\text{пл}}$ двигателя (ИПД), во многом будет носить случайный характер. На рис. 19.8 представлено характерное изменение давления в камере сгорания, где можно выделить три наиболее значимых участка, изменение на каждом из которых определяется различными факторами. Наличие первого участка и его продолжительность связаны в основном с запаздыванием фактического времени перекрытия клапанов по отношению ко времени генерирования команды на останов. Второй участок, характеризующийся резким спадом давления по близкому к экспоненциальному закону, соответствует этапу опорожнения камеры сгорания двигателя от продуктов сгорания топлива. Третий участок соответствует этапу заполнения камеры сгорания парожидкостной эмульсией из форсуночных полостей и ее воспламенению от контакта с нагретой поверхностью стен камеры и завершается выпариванием остатков топлива, когда уровень давления в камере сгорания снижается до величины, соответствующей 5 % от номинального значения. Процесс горения на этом этапе хаотичен и практически непрогнозируем. Именно этот участок в наибольшей степени влияет на неопределенность ИПД.

В инженерной практике сформировались несколько подходов к уменьшению и стабилизации ИПД с целью увеличения точности воспроизведения потребного импульса:

- установка главных клапанов как можно ближе к форсуночной головке;
- понижение режима работы двигателя перед формированием команды на выключение двигателя (рис. 19.9, а);
- опережающее выключение основной камеры сгорания двигателя и перенос окончательного формирования потребного импульса тяги на рулевые двигатели с последующим их выключением (рис. 19.9, б);
- организация продувки заклапанных полостей двигателя с дренажом остатков топлива в баках, что препятствует попаданию остатков топлива из заклапанных полостей в камеру сгорания, исключая тем самым из состава ИПД третий участок;

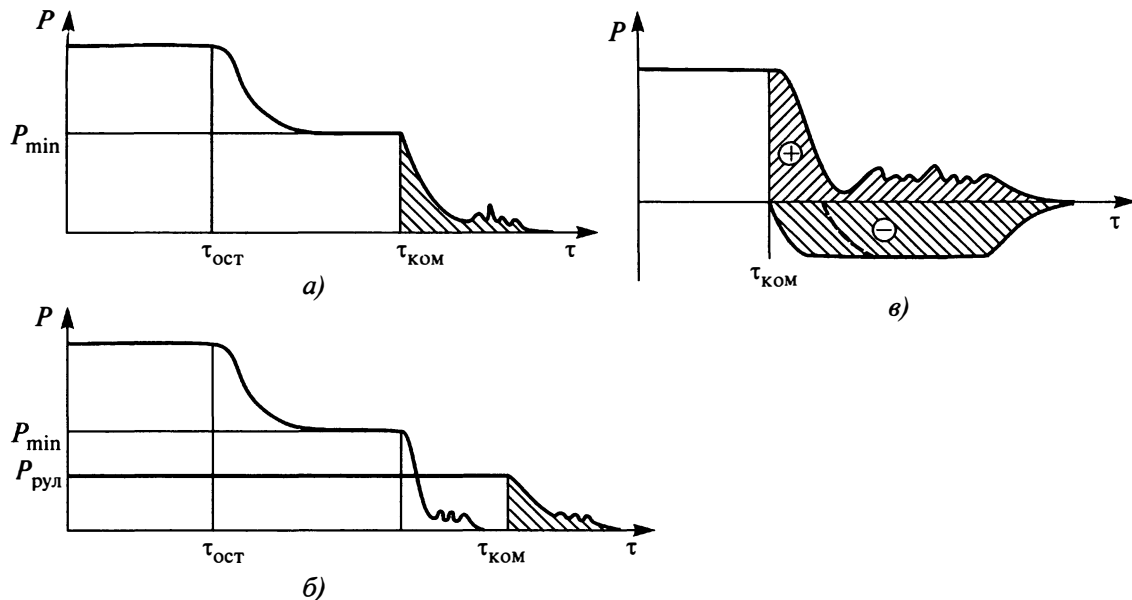


Рис. 19.9. Примеры элементов циклограммы при выключении двигателя (тяги в функции времени) [19.5]:

a — ступенчатое изменение режима работы ДУ перед выключением двигателя; *б* — перенос команды выключения ДУ на рулевые двигатели; *в* — компенсация ИПД тормозными двигателями или использованием газов наддува из топливного бака; $P_{\text{ном}}$, $P_{\text{мин}}$, $P_{\text{рул}}$ — номинальная тяга, пониженный уровень тяги и тяга рулевых двигателей соответственно; $\tau_{\text{ост}}$, $\tau_{\text{ком}}$ — момент подачи команды на выключение двигателя и момент выдачи команды на переход на пониженный уровень тяги соответственно

- компенсация ИПД путем включения тормозных двигателей или использование газа наддува из топливных баков, создающих импульс тяги той же величины, но с обратным знаком (рис. 19.9, в).

Если ДУ включает в свой состав несколько двигателей, то при их отключении возможно угловое возмущение отработавшей ступени вследствие неизбежного разброса спада тяги отдельных двигателей. Это возмущение приведет к поперечному относительному перемещению плоскостей стыка последовательно расположенных ступеней при их разделении и к недопустимым соударениям.

Список литературы

19.1. Труды первой международной аэрокосмической конференции «Человек — Земля — Космос». Т. 4. Двигательные установки авиакосмических систем. М., 1995. 551 с.

19.2. Голиков И.А., Петров В.И. Особенности экспериментальной отработки жидкостных ракетных двигателей, двигательных установок и пневмогидравлических систем // Космонавтика и ракетостроение. 1996. № 7.

19.3. Карраск В.К. Двигательные установки (конспект лекций). М.: МАИ, 1976. 142 с.

19.4. Полухин Д.А., Орещенко В.М., Морозов В.А. Отработка пневмогидросистем двигательных установок ракет-носителей и космических аппаратов с ЖРД. М.: Машиностроение, 1987. 248 с.

19.5. Козлов А.А. Системы питания и управления двигательных установок. М.: Машиностроение, 1988. 352 с.

19.6. Беляев Н.М. Системы наддува топливных баков ракет. М.: Машиностроение, 1976. 336 с.

Требования к системе управления. Система наведения. Регулятор кажущейся скорости. Система управления расходом топлива. Система угловой стабилизации. Органы управления

Управление РКН предполагает управление функционированием ее компонентов с целью достижения заданных значений кинематических параметров в конце активного участка. РКН как сложная техническая система содержит в своем составе множество компонентов, проявляющих свои свойства в динамике, т.е. являющихся динамическими системами, что предопределяет наличие соответствующих физической природе компонентов систем управления их функционированием или состоянием. На эти системы возлагаются множество функций, включая предстартовую проверку взаимодействия всех подсистем РКН, контроль предпусковой готовности, запуск, управление движением, контроль за состоянием многочисленных систем и агрегатов и выдачу команд, обеспечивающих заданную последовательность их согласованных действий. Всю совокупность систем можно условно разделить на две категории: системы управления конечными параметрами траектории движения, которые принято называть центральными, и локальные системы.

К центральным относятся системы, в функции которых входит управление движением РКН:

- система наведения, обеспечивающая управление движением центра масс и разделение ступеней;
- система угловой стабилизации, обеспечивающая управление движением вокруг центра масс.

К локальным системам управления, набор которых является индивидуальным для каждой конкретной РКН, относятся практически все функциональные системы РКН (ДУ, системы энергопитания, системы обеспечения теплового режима и т.д.).

Между центральной и локальными системами управления существует определенная связь. В частности, система наведения, в части управления движением центра масс, включает в себя элементы (регулятор кажущейся скорости, систему опорожнения баков и др.), относящиеся к двигательной установке; а система угловой стабилизации включает в себя, как правило, рулевые двигатели и сопла, которые также являются составной частью ДУ.

Реализация управления РКН обеспечивается множеством устройств и агрегатов автоматики — бортовой аппаратурой системы управления, часть которой размещена в приборном отсеке, а остальная распределена по компонентам аппарата.

Одними из основных *требований к бортовой аппаратуре системы управления* являются требования по точности выведения РКН на орбиту, которые задаются допустимыми значениями среднеквадратичных отклонений параметров орбиты, в первую очередь высоты в перигее, высоты в апогее и наклонения. Полный же перечень требований очень объемен и многообразен. В качестве иллюстрации ниже представлены наиболее характерные требования. В частности, бортовая аппаратура системы управления должна обеспечивать:

- проведение автономных и комплексных проверок аппаратуры на техническом комплексе в автоматическом режиме с контролем работоспособности всех резервированных каналов СУ с помощью наземной автоматизированной системы управления;
- взаимодействие с системами, обеспечивающими подготовку пуска и пуск РКН;
- решение задач управления средствами термостатирования и пожаробезопасности;
- автономное прицеливание РКН, при этом продолжительность автономного прицеливания не должна влиять на общее время подготовки РКН к пуску;
- ввод и контроль ввода полетного задания, хранение полетного задания в пределах срока эксплуатации;
- обеспечение устойчивого движения РКН;
- ограничение поперечных нагрузок на корпус РН в зоне больших скоростных напоров при ветровом воздействии;
- управление работой двигателей и пневмогидравлических систем подачи топлива в соответствии с циклограммой и полетным заданием;
- реализацию алгоритмов системы управления расходом топлива и выдачу необходимых команд в соответствии с ними, в том числе для наиболее полной выработки запасов топлива;
- терминальное управление с обеспечением энергетически оптимальных траекторий выведения полезного груза;
- определение аварийных ситуаций в СУ, прием сигналов аварийных ситуаций от смежных систем и обеспечение выполнения аварийных программ.

Из всего многообразия систем ниже будут рассмотрены системы управления движением РКН, прежде всего системы, обеспечивающие управление направлением и величиной тяги двигателей как силы, формирующей траекторию движения с учетом реальных условий полета.

В реальных условиях полет и управление РКН на активном участке траектории проходят при воздействии внешних сил, меняющихся температур и плотности атмосферы, ветровых возмущений атмосферных условий и других возмущающих факторов. Одним из таких факторов являются колебания жидкого наполнения топливных баков, возникающие в результате всего спектра внешних воздействий. Кроме того, при движении РКН постоянно меняется положение ее центра масс, которое в значительной степени определяет ее устойчивость.

Движение современных РКН формируется относительно неподвижной системы координат, которая физически материализуется с помощью гиросtabilизированной платформы или математически моделируется (в бесплатформенной системе) с помощью информации с установленных на борту датчиков угловых скоростей и линейных ускорений, обрабатываемой в бортовом компьютере с использованием соответствующих программных средств. В силу этого такие системы управления называют инерциальными.

Система наведения должна обеспечить кинематические параметры движения в момент окончания активного участка, удовлетворяющие допустимым отклонениям параметров орбиты выведения. Команды, выдаваемые системой наведения, могут быть либо запрограммированными заранее (при использовании СУ с управлением по жестким траекториям), либо могут вырабатываться в процессе полета на основании его текущих условий (при использовании СУ с управлением по «гибким» траекториям). На рис. 20.1 схематично представлены траектории РКН при реализации каждой из этих систем.

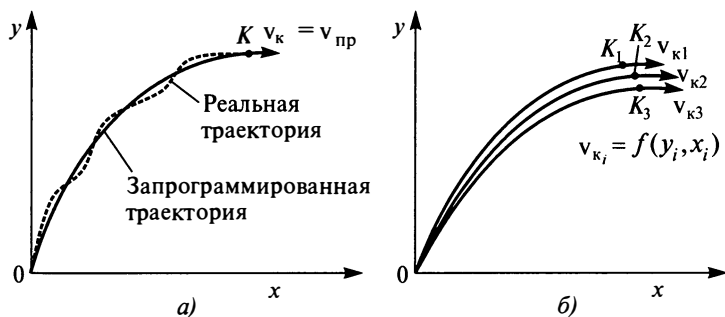


Рис. 20.1. Упрощенные схемы «жесткой» (а) и «гибкой» (б) траекторий:

K — конец активного участка; v_k — скорость в конце активного участка; v_{pr} — программное значение скорости в конце активного участка; K_1, K_2, K_3 — варианты конца активного участка; v_{k1}, v_{k2}, v_{k3} — скорости в конце различных вариантов активного участка

Система управления при формировании «жесткой» траектории характеризуется тем, что изменение угла тангажа по времени рассчитывается заранее и закладывается в программное устройство, работающее по сигналам от бортовой системы отсчета времени, в виде неизменной в полете функции $v = f(t)$.

Непременным условием при этом является поддержание заданного изменения продольной перегрузки РКН или, обычно, ее интеграла по времени — так называемой «кажущейся скорости» (скорость, которую бы РН приобрела в полете в условиях прямолинейного полета и при отсутствии тяготения):

$$v_k = g \int_0^t \frac{P - X}{mg_0} dt, \quad (20.1)$$

где P — текущее значение тяги ДУ; X — лобовое аэродинамическое сопротивление; m — текущее значение массы РКН; g_0 — ускорение свободного падения на уровне моря.

Контроль за величиной этой скорости обеспечивается *регулятором «кажущейся скорости»* (РКС). Принципиальная схема РКС показана на рис. 20.2. После интегрирования сигнала измерителя кажущегося ускорения (которым обычно является ньютонометр) в каждый момент становится известна скорость продольного движения РКН. Сведения о скорости подаются на блок сравнения, в который заложена расчетная программа изменения скорости на участке активного полета. В блоке сравнения сопоставляются фактическая и расчетная ско-

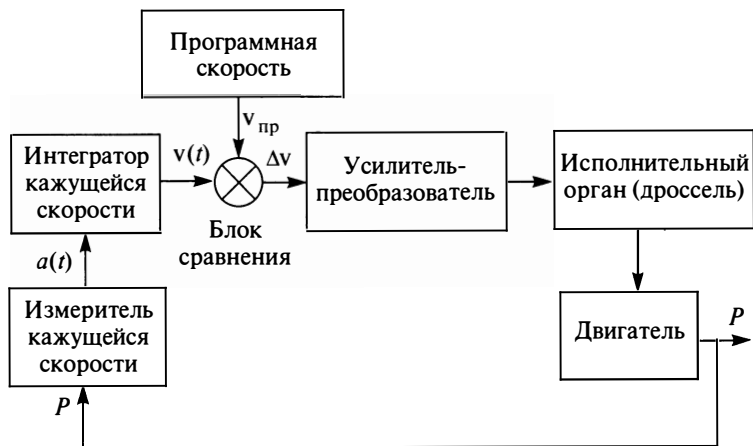


Рис. 20.2. Функциональная схема системы регулирования «кажущейся скорости»

рости и на выходе формируется сигнал рассогласования, который после преобразования и усиления конвертируется электродвигателем в угловой поворот его ротора. Ротор электродвигателя связан с дросселем, дозирующим в двигателе расход рабочего тела на турбину ТНА. В зависимости от знака рассогласования скоростей дроссель либо открывается, либо закрывается на величину, соответствующую модулю сигнала рассогласования. При этом изменяются расход топлива в камеру сгорания и тяга двигателя. Изменение тяги приводит к изменению ускорения РКН, а значит, и кажущейся скорости. Последующее сравнение ее со значением программной скорости позволяет оценивать действие системы и вырабатывать новый сигнал поправки.

Аналогичный алгоритм заложен и в работу систем регулирования нормальной и боковой составляющих скорости с тем различием, что управление осуществляется не за счет изменения тяги маршевых двигателей, а за счет исполнительных органов управления.

РКС заканчивает свою работу, как только фактическая скорость в пределах допускаемых отклонений сравняется с требуемой конечной скоростью. В этот момент система РКС формирует команду на останов двигателей, по которой соответствующие исполнительные команды подаются на главные топливные клапаны, прекращающие подачу топлива в камеру сгорания. С учетом импульса последствия и двухступенчатого характера останова команда на останов двигателя может быть сформирована несколько раньше, чем фактическая скорость будет равна конечной расчетной скорости. В реальных условиях эксплуатации неизбежны отклонения параметров, влияющих на работу упомянутых выше устройств. Это может быть вследствие погрешностей в заправке баков и уровнемеров, разбросов величины массы конструкции РН, удельного импульса тяги и т.д. Для гарантированного заданного времени работы каждой ступени при неблагоприятном воздействии каждого из факторов требуется дополнительный запас топлива — гарантийный запас.

Преимуществом принципа «жесткого» управления являются малые отклонения кинематических параметров движения в момент выключения двигателя. Однако этому принципу присущи и недостатки, наиболее существенные из которых следующие:

- большое число высокоточных каналов управления и соответственно увеличенная масса бортовых систем управления, мощных исполнительных органов, источников энергопитания и пр. Поэтому при согласовании характеристик системы управления следует стремиться к минимально необходимому числу управляемых параметров и необходимости поддержания строго заданного значения суммарной тяги ДУ, что ограничивает возможности перевода неисправных двигателей на шадящий режим или их выключения;

- невозможность полного использования остатков топлива на промежуточных ступенях РКН. Полное использование остатков топлива предусматривает случайный разброс скорости в момент разделения ступеней, что недопустимо при «жестком» управлении. Разделение же ступеней при гарантированном значении скорости связано с введением на ракетных блоках промежуточных ступеней гарантийных запасов топлива, а для твердотопливных двигателей еще и систем отсечки тяги, что невыгодно для обеспечения максимальной полезной нагрузки;

- необходимость более мощных и, следовательно, с большей массой исполнительных органов управления РН. Это связано с режимами работы в условиях ветрового воздействия на больших углах атаки и т.д.

Системы управления при формировании «гибких» траекторий (рис. 20.3) вместо поддержания программных значений параметров движения предусматривают вычисление их в каждый текущий момент полета, и движение РКН оценивается по изменению заранее выбранного функционала, отражающего связь между измеряемыми и интересующими параметрами движения.



Рис. 20.3. Упрощенная функциональная схема управления параметрами движения при формировании «гибких» траекторий

Команда на отсечку двигателей последней ступени вырабатывается по достижению этим функционалом заданного значения, которому соответствует не определенная точка траектории с заранее известными координатами (как в «жесткой» СУ), а одна из возможных точек отрезка заданной траектории (трубки траекторий).

Выполнение этих операций требует использования БЦВМ. Такой подход используется не только на РКН с РДТТ, где БЦВМ уже давно нашла широкое применение, но и с некоторых пор на РКН с ЖРД, где ее использование может дать значительный выигрыш в энергетике. Ее можно использовать при многодвигательных ДУ с резервированием двигателей, а также в случаях, когда от РКН требуется сложный маневр, связанный с особыми требованиями к выведению полезных грузов (например, выведение одной РКН нескольких КА на разные траектории).

Поскольку «гибкая» СУ в отличие от «жесткой» не предъявляет требований к гарантированному времени работы ступеней, то все ступени, кроме последней, могут работать до полного выгорания топлива. Гарантийный запас топлива при этом помещается только на последней ступени, при полете которой и компенсируются влияния возмущений, вызванных вышеупомянутыми факторами (погрешности заправки, разброс массы конструкции и т.д.). В целом гарантийный запас топлива для РКН с «гибкой» системой управления может быть на 30...40 % меньше, чем для РКН с «жесткой» системой управления.

Существенным недостатком «гибкой» системы управления является неопределенность времени и параметров в конце работы ступеней, так как влечет за собой увеличение районов возможного падения ступеней и связанных с этим неудобств и потерь для земледелия и судоходства.

Изложенные соображения объясняют все более широкое использование «гибких» принципов управления в современных РКН.

Система управления траекторией движения предусматривает также контроль текущей массы РКН, осуществляемый *системой управления расходом топлива* (СУРТ).

Функционирование СУРТ нацелено на наиболее полное использование запасов топлива по критерию минимума потерь в конечной массе РН. Эта общая проблема для всех систем РН в данном случае сводится к решению двух задач, заключающихся:

- в синхронизации расходов окислителя и горючего работающих двигателей путем автоматического изменения соотношения расходов компонентов топлива через двигатель, чем обеспечивается одновременная выработка компонентов к моменту выключения двигательной установки;
- в максимально возможной выработке топлива из баков нижних ступеней, что реализуется за счет прогнозирования времени окончания выработки компонентов топлива на основании имеющейся информации от датчиков уровня системы управления расходом топлива.

Благодаря наличию системы управления расходом топлива представляется возможным:

- снизить гарантийные запасы топлива;
- снизить требования к точности соотношения компонентов топлива;
- снизить требования к точности заправки топливных баков.

Системы управления расходом топлива могут быть построены на различных принципах измерения количества компонентов топлива и отличаются многообразием, которое, в первую очередь, определяется особенностями конструктивной компоновки РН. Опыт разработки систем управления расходом топлива показал, что наиболее эффективно использование в этой системе безрасходомерной дискретной системы. В такой системе с помощью дискретных датчиков фиксируются моменты прохождения зеркалом жидкости наперед заданных уровней. В качестве информации о процессе регулирования используются сигналы о рассогласовании объемов в функции времени в виде разности времени прохождения уровней окислителем и горючим.

После формирования сигнала о рассогласовании бортовая вычислительная машина определяет величину управляющего воздействия системы управления расходом топлива.

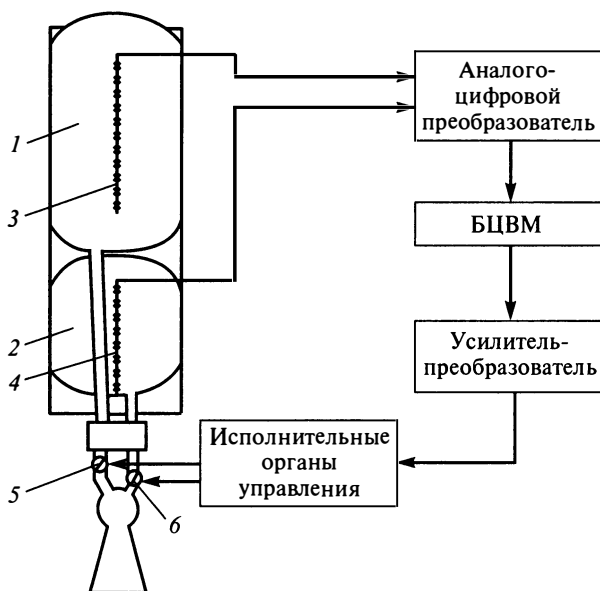


Рис. 20.4. Структурная схема СУРТ:

1 — бак окислителя; 2 — бак горючего; 3 — датчик уровня окислителя; 4 — датчик уровня горючего; 5 — дроссель в магистрали окислителя; 6 — дроссель в магистрали горючего

Структурная схема системы управления расходом топлива представлена на рис. 20.4. В состав такой системы обычно входят:

- датчики 3, 4 уровня компонентов в баках окислителя и горючего;
- преобразовательно-вычислительное оборудование, предназначенное для преобразования сигналов, поступающих от датчиков уровня, и выдачи управляющих воздействий на приводы системы, а также для формирования команды на выключение двигателей при полной выработке одного из компонентов;
- приводы, установленные на маршевых двигателях (чаще всего электромеханические или электрогидравлические);
- исполнительные устройства (дрессели) 5, 6, размещенные в магистрали одного из компонентов.

Датчики системы предназначены для выдачи информации о количестве компонента в баке в определенные моменты времени. По принципу действия датчики могут быть емкостными, индуктивными, ультразвуковыми и высокочастотными.

Система управления расходом топлива должна обеспечивать погрешность синхронизации расходом компонентов топлива и погрешность относительного отклонения запаса топлива, не превышающую десятых долей процента от их номинальных значений. Как правило, к числу основных параметров системы управления расходом топлива относят:

- величину регулирования коэффициента соотношения компонентов;
- величину рассогласования уровней компонентов в момент выключения двигателей;
- погрешность определения момента полной выработки компонентов.

Непосредственное влияние на формирование алгоритма функционирования системы управления расходом топлива оказывают ряд факторов, в частности:

- предельные отклонения заправляемого запаса компонентов топлива;
- предельное отклонение достартового расхода компонентов;
- изменение среднemasсовой температуры компонента с момента окончания принудительной корректировки уровня до срабатывания контакта подъема;
- предельные значения отличия доли паровой фазы в компоненте от заправляемого запаса в бак;
- погрешность настройки двигателя;
- погрешность срабатывания чувствительных элементов датчиков, в том числе при изменении расхода;

- погрешность осреднения уровня компонента в успокоителе датчика;
- погрешность осредненного уровня из-за среднечастотных колебаний уровня топлива в баках.

Систематическое отклонение вектора кажущегося ускорения от продольной оси РН вызывает перекос «зеркала» жидкости в баках и приводит тем самым к появлению систематической составляющей погрешности определения объемов компонентов по датчикам системы управления расходом топлива. Для снижения влияния этого фактора датчики снабжаются длинными успокоителями уровня в виде изогнутых трубок («усов») и komponуются в баке таким образом, чтобы за счет многоканальности сигнала появилась возможность дополнительной его фильтрации. В табл. 20.1 приведены характеристики систем управления расходом топлива нескольких российских РКН.

В основе *угловой стабилизации* лежит метод измерения и обработки отклонений углов тангажа, рыскания и крена и, соответственно, управления органами управления СУ в зависимости от измеренных значений названных углов, а также скоростей и ускорений их изменений. На рис. 20.5 приведена обобщенная функциональная схема системы угловой стабилизации по одному из каналов управления вектором тяги ДУ. Объектом управления в этой системе является РКН, а регулируемой величиной — угол отклонения оси РКН от заданного положения. В состав регулятора входят: измерители углов и угловой скорости (обычно выполняемые в виде гироскопических приборов), суммирующее устройство, электрический усилитель (в виде поляризованного реле), исполнительные органы управления.

При отклонении оси РКН от положения, заданного программой, измерители угла и угловой скорости фиксируют это отклонение, и на выходе измерителей появляются напряжения, пропорциональные отклонениям. В результате сравнения этих напряжений с программным напряжением на выходе из суммирующего устройства формируется сигнал управления. Этот сигнал подается на поляризованное реле, а



Рис. 20.5. Функциональная схема системы угловой стабилизации (по каналу угла тангажа)

Характеристики систем управления расходом топлива некоторых отечественных РКН

№ п/п	Тип РКН	Характеристики системы			
		Наименование системы	Решаемые задачи	Тип датчика	Тип вычислителя
1	«Космос» «Циклон»	Система одновременного опорожнения баков (СООБ)	Автоматическое поддержание постоянного массового соотношения компонентов топлива	Индуктивный уровень дискретного типа	Аналоговый в составе ДУ
2	«Восток» «Союз»	Ступень I — система опорожнения баков и синхронизации (СОБИС)	1. Одновременная выработка окислителя и горючего из баков РН 2. Одновременная выработка топлива из всех работающих блоков РН	Емкостной уровень дискретного типа	Аналоговый в составе СУ
		Ступень II — система опорожнения баков (СОБ)	Одновременная выработка окислителя и горючего из баков II ступени	Емкостной уровень дискретного типа	Аналоговый в составе СУ
		Ступень III — система регулирования соотношения компонентов (РСК)	Автоматическое поддержание постоянного массового соотношения компонентов	Расходомер непрерывного типа	Аналоговый в составе СУ

№ п/п	Тип РКН	Характеристики системы			
		Наименование системы	Решаемые задачи	Тип датчика	Тип вычислителя
3	«Протон-К»	СОБ	Автоматическое поддержание постоянного массового соотношения компонентов	I ступень — емкостной уровнемер дискретного типа II, III ступени — индуктивный уровнемер дискретного типа	Аналоговый в составе СУ
4	«Зенит»	Система управления расходом топлива	1. Программное управление изменением коэффициента массового расхода 2. Минимизация остатков компонентов топлива в баках к моменту выключения двигателя	Индукционный уровнемер дискретного типа	БЦВМ СУ РН
5	«Энергия»	Система управления расходом топлива	1. Программное управление изменением коэффициента массового расхода 2. Минимизация остатков компонентов топлива в баках к моменту выключения двигателя 3. Синхронизация выработки компонентов топлива из одновременно работающих ракетных блоков	Емкостной уровнемер дискретного типа	БЦВМ СУ РН

затем, с учетом знака и в усиленном виде, формируется на выходе сигнал на рулевой привод органа управления. Благодаря последующему отклонению органов управления, пропорциональному модулю управляющего сигнала и образовавшемуся в результате этого управляющему моменту относительно центра масс, устраняется возникшее отклонение оси РКН.

Работа системы угловой стабилизации осложняется тем, что РКН обладает определенной упругостью корпуса, а в РН с ЖРД — еще и жидким наполнением, составляющим до 90 % от стартовой массы. В результате РКН как сложная динамическая система колеблется в полете с множеством форм, из которых несколько низших форм нуждаются в учете и парировании из-за высокой интенсивности и недопустимого влияния на работу СУ. Число учитываемых форм составляет в среднем от 3 до 6, а для тяжелых ракет доходит до 13. С колебаниями борются не только их фильтрацией в системе угловой стабилизации, но и их демпфированием путем установки в баках продольных и поперечных перегородок, вызывающих рассеивание энергии колеблющейся жидкости.

Как совокупность устройств, обеспечивающих управление движением, СУ включает в свой состав:

- инерциальный измерительный комплекс;
- цифровой вычислительный комплекс;
- усилители-преобразователи команд;
- силовые приводы органов управления;
- органы управления (воздушные рули, рулевые двигатели

и т.д.).

Инерциальный измерительный комплекс, являющийся ядром современной системы управления движением, с помощью измерителей ускорений (акселерометров) и датчиков углов обеспечивает получение на борту РКН информации об угловых и линейных параметрах движения ракеты в образованной на борту неподвижной системе координат, которая физически материализуется с помощью гиросtabilизированной платформы или математически моделируется (в бесплатформенной системе) с помощью информации с установленных на борту датчиков угловых скоростей и ускорений, обрабатываемой в бортовом компьютере с использованием соответствующих программных средств.

Программные значения перегрузок и углов ориентации хранятся (или формируются по алгоритмам системы наведения) в бортовом вычислительном комплексе, где они сопоставляются с результатами измерений, а рассогласование между программной информацией и информацией о фактическом движении РКН преобразуется в сигналы, которые после соответствующего пре-

образования и усиления поступают к исполнительным органам системы управления.

В современных РКН функции бортового вычислительного комплекса не ограничиваются задачами управления движением — в его функции также входит контроль состояния и прогноз работоспособности основных агрегатов систем аппарата. В частности, в его функции входит периодический контроль:

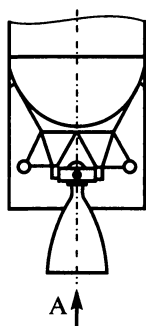
- исправности бортовых электрических цепей, включая цепи пироредств на пониженных режимах;
- функционирования рулевых приводов, клапанов и другой бортовой автоматики по программам, не приводящим к необратимым операциям;
- температуры и давления в отсеках с криогенными компонентами и других отсеках РКН;
- собственных частот конструктивных элементов, косвенно свидетельствующих об их исправности;
- параметров аварийности (превышение пределов допустимых угловых отклонений РКН, нерасчетный спад тяги и др.) с формированием команды на аварийное прекращение полета.

В качестве *органов управления* у РКН с ЖРД могут использоваться: аэродинамические рули; маршевые двигатели; рулевые двигатели; газоструйные сопла.

У РКН с РДТТ набор используемых органов управления несколько шире и включает, кроме вышеупомянутых, также устройства для вдува газа или жидкости в закритическую часть сопла, дефлекторы, поворотные насадки, интерцепторы и др.

Аэродинамические рули не могут быть использованы в качестве основных органов управления на всем активном участке полета РКН, так как в начале полета скоростной напор невелик из-за малой скорости полета, а к концу полета первой ступени из-за ничтожной плотности атмосферы. Поэтому они используются лишь в качестве вспомогательного устройства в комбинации с другими видами (например, с рулевыми двигателями у РКН «Восток»). Кроме того, аэродинамические органы управления нашли применение на крылатых ступенях многоразовых РКН на этапе их возвращения на Землю (космический самолет «Буран», космический самолет Space Shuttle).

Формы использования двигателей в качестве органов управления весьма многообразны. Использование для создания управляющих моментов маршевых двигателей характерно для первых ступеней РКН (и вторых для трехступенчатых РКН), когда потребные управляющие моменты из-за значительных возмущающих моментов при движении в атмосфере достигают больших значений. Однако возмож-



Вид А
(варианты)

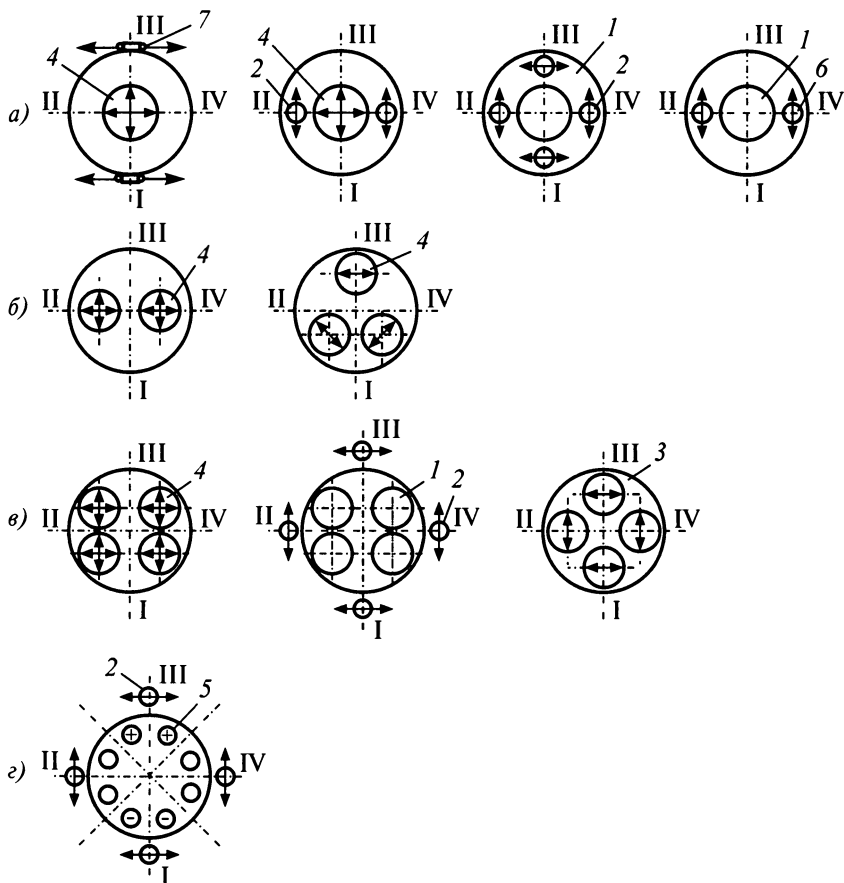


Рис. 20.6. Варианты использования двигателей в качестве органов управления движением относительно центра масс

ности управления по всем каналам управления (тангажу, рысканию и крену) с использованием только маршевых двигателей ограничены. Так, если в составе ДУ имеется только один маршевый двигатель (рис. 20.6, а), даже при использовании для него карданного подвеса, чтобы обеспечить управление по крену, необходимо предусмотреть соответствующие двигатели. Использование в таком случае управляющих двигателей позволяет решать задачи управления при неподвижном маршевом двигателе. При наличии в составе ДУ двух (рис. 20.6, б) и более двигателей уже возможно управление по всем трем каналам управления без использования управляющих двигателей; при этом в случае с двумя двигателями обязательно использование карданного подвеса, а для случаев с тремя двигателями и более достаточно использования качания камеры сгорания вокруг одной оси посредством одноосного шарнирного подвеса. В отечественной практике часто встречаются ДУ с четырьмя двигателями (рис. 20.6, в), что чрезвычайно удобно для использования их для управления по всем трем каналам управления. При большом количестве двигателей (более четырех) достаточно использовать качание только четырех из них. При числе двигателей начиная с четырех возможно также управление с использованием их дросселирования (рис. 20.6, г). При этом если проблема управления по каналам тангажа и рыскания решается достаточно просто, то для управления по крену необходима соответствующая ориентация их осей качания по отношению к продольной оси РКН.

Использование в качестве органов управления рулевых двигателей существенно упрощает конструктивную схему ДУ, позволяя отказаться от сложного карданного подвеса и даже одноосного шарнирного подвеса для маршевых двигателей. Наиболее рациональным в этом случае представляется использование четырех рулевых двигателей с одноосным шарнирным подвесом. Использование двигателей с шарнирным подвесом обеспечивает возможность плавного изменения управляющих моментов и эффективное использование их тяги.

Следует отметить, что использование маршевых двигателей в качестве органов управления является наиболее выгодным по энергетическим соображениям, так как при равных потребных управляющих моментах расход топлива в этом случае благодаря более высокому удельному импульсу (по сравнению с рулевыми двигателями) и относительно небольшим потребным углам отклонения ($2...8^\circ$) будет минимален. Однако решение проблемы управления таким образом сдерживается усложнением крепления двигателей, особенно в случае карданного подвеса, когда кроме усложнения и утяжеления крепления самого двигателя требуется внимание к размещению сильфонов топливных магистралей.

Использование рулевых двигателей, в том числе и в комбинации с маршевыми, кроме упрощения конструктивной схемы ДУ может быть полезно для обеспечения других требований. В частности, такое использование рулевых двигателей особенно эффективно на последних ступенях, когда для повышения точности по конечной скорости маршевые двигатели выключаются с некоторым опережением по сравнению с рулевыми двигателями, которые из-за существенно меньшей тяги и меньшего импульса последствия обеспечивают более точное значение конечной скорости. Кроме того, рулевые двигатели в составе верхних ступеней, начиная со второй, могут использоваться в системе разделения ступеней для увода запускаемой ступени от отработавших ускорителей предыдущей ступени, а также в системе обеспечения запуска (при «холодном» разделении ступеней). В случае использования в составе ДУ двигателей открытой схемы представляет интерес использование для создания управляющей реактивной силы отработавших в турбонасосном агрегате газов, направляемых в неподвижно закрепленные сопла. Перераспределением этих газов между соплами можно плавно изменять управляющие моменты от нуля до максимальных значений. Наиболее целесообразно использовать такое решение для управления по каналу крена.

Органы управления являются исполнительными органами СУ, непосредственно воздействующими на пространственное положение РКН, формируя таким образом траекторию ее движения и обеспечивая достижение требуемых значений кинематических параметров конца активного участка. Это достигается за счет создания управляющих моментов относительно трех главных осей, проходящих через центр масс. Потребная величина управляющих моментов является суммой двух частей:

- стабилизирующие моменты для парирования возмущений, вызванных внешними (аэродинамическими) силами и тягой двигателей за счет плеча, обусловленного смещением центра масс аппарата или смещением вектора тяги вследствие технологических погрешностей их установки, либо вследствие деформации корпуса РКН в полете;
- моменты для создания угловых ускорений с целью ориентации РКН в заданном направлении.

Наиболее существенными для атмосферного участка полета являются ветровые возмущения. Расчетный возмущающий момент может быть представлен как

$$M_{\text{вот}} = kM_w, \quad (20.2)$$

где M_w — возмущающий момент от действия ветра; k — коэффициент запаса, учитывающий остальные возмущающие факторы.

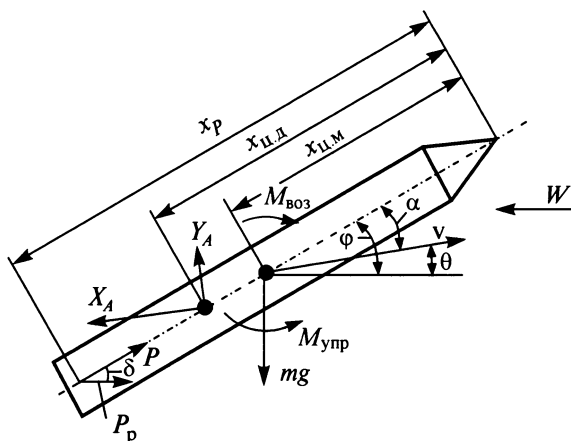


Рис. 20.7. Схема действующих на РКН сил и моментов (в плоскости тангажа)

С учетом обозначений на рис. 20.7 получаем:

$$M_W = F_W(x_{\text{ц.д.}} - x_{\text{ц.м.}}), \quad (20.3)$$

$$F_W = C_n^\alpha q S_m \Delta \alpha_W, \quad (20.4)$$

где C_n^α — производная нормальной силы по углу атаки; S_m — площадь сечения миделя; $\Delta \alpha_W$ — приращение угла атаки за счет действия ветра:

$$\Delta \alpha_W = \arctg \frac{W \sin \theta}{v + W \cos \theta}, \quad (20.5)$$

$$q = \frac{\rho}{2}(v^2 + W^2 + 2Wv \cos \theta), \quad (20.6)$$

где θ — траекторный угол.

Управляющий момент в предельном случае будет определяться программным моментом тангажа $M_{\text{пр}}$ и возмущающим моментом $M_{\text{воз}}$:

$$M_{\text{т.макс}} = M_{\text{пр}} + M_{\text{воз}}. \quad (20.7)$$

Так как $M_{\text{пр}} \ll M_{\text{воз}}$ и, кроме того, когда $M_{\text{воз}}$ достигает максимального значения, $M_{\text{пр}} \approx 0$, то в оценочных расчетах можно считать, что $M_{\text{т.макс}} \approx M_{\text{воз}}$.

Для верхних ступеней, активный участок движения которых происходит вне атмосферы, потребный управляющий момент оп-

ределяется разбросом центровки ступени, случайными отклонениями тяги от центра масс ступени вследствие погрешностей установки двигателя и др.

Управляющий момент в большинстве случаев может быть представлен следующим выражением:

$$M_Z = M_Z^\delta \delta, \quad (20.8)$$

где M_Z^δ — производная управляющего момента по углу отклонения органов управления; δ — угол поворота органа управления.

Физический смысл производной управляющего момента в зависимости от вида органов управления будет различным:

- при управлении за счет отклонения маршевых двигателей $M_Z^\delta = P x_{yn}$, где P — тяга отклоняющихся двигателей; x_{yn} — расстояние от оси качания двигателя до центра масс;

- при управлении аэродинамическими рулями $M_Z^\delta = C_n^\delta q S x_{yn}$, где C_n^δ , q , S — производная коэффициента подъемной силы по углу атаки, скоростной напор, площадь руля в плане соответственно;

- при управлении за счет отклонения рулевых двигателей $M_Z^\delta = P_p x_p \frac{\sin \delta}{\delta}$.

Выражение для управляющего момента в случае использования для формирования управляющего момента по каналу тангажа за счет дросселирования маршевых двигателей может быть представлено в виде

$$M_Z = \sum_n P_i y_{yn_i} \left(\frac{\Delta P}{P} \right)_i, \quad (20.9)$$

где $\left(\frac{\Delta P}{P} \right)_i$ — относительное управляющее усилие i -го дросселируемого двигателя; y_{yn_i} — проекция на плоскость тангажа расстояния от центра масс до направления тяги i -го дросселируемого двигателя; n — количество дросселируемых двигателей.

Представленные выше выражения получены для оценки управляющих моментов и производных управляющих моментов по каналу тангажа. Следуя им, можно получить соответствующие выражения для управления по каналам рыскания и крена.

При использовании в качестве органов управления двигателей всегда будет иметь место расход определенного количества рабочего тела (топлива), что снижает эффективность двигателей для сообщения РН требуемой скорости. Проследим это на примере использования в качестве органов управления маршевых двигателей за счет их

отклонения на некоторый угол δ . При этом проекция тяги на продольную ось уменьшается на величину $P \cos \delta$, а удельный импульс соответственно на величину

$$\Delta I_{уд} = \frac{P}{mg_0}(1 - \cos \delta) = \frac{P}{mg_0} \sin^2 \frac{\delta}{2} = 2I_{уд0} \sin^2 \frac{\delta}{2}, \quad (20.10)$$

где $I_{уд0}$ — удельный импульс при $\delta = 0$.

Максимальный потребный управляющий момент определяется следующим образом

$$M_{\max} = P \sin \delta_{\max} x_p, \quad (20.11)$$

откуда

$$\delta_{\max} = \frac{M_{\max}}{Px_p}. \quad (20.12)$$

Тогда

$$\Delta P_{уд} = 2P_{уд0} \sin^2 \left(\frac{M_{\max}}{2Px_p} \right). \quad (20.13)$$

Наилучшая из возможных система управления движением и по составу, и по исполнению должна обеспечивать заданные характеристики по точности с минимальными потерями в массе полезной нагрузки, так как любая реализация системы управления сопряжена с определенными затратами на массу оборудования, включая массу исполнительных органов, а также соответствующих запасов топлива. Поэтому задача выбора управляемых параметров, принципов управления и исполнительных органов относится к кругу задач, неразрывно связанных с выбором основных параметров РН, а также относится к начальному этапу проектирования РН с последующей детализацией и уточнением на остальных этапах.

Система управления РКН необходима не только в полете, но и при наземных испытаниях с созданием условий, при которых возможна оценка точностных характеристик: испытания на надежность, прочность, стойкость к воздействию температур и других воздействий, особенно испытания на правильность функционирования систем ракеты во взаимодействии с комплексом обслуживающих ее наземных устройств. Бортовая и работающая вместе с ней наземная аппаратура составляют систему управления всего космического ракетного комплекса.

Если функции бортовой аппаратуры СУ РКН в основном ограничиваются обеспечением управления полетом, то ее наземная

часть обеспечивает проведение комплекса испытаний на технической и стартовой позициях, включая предстартовую подготовку и пуск.

Список литературы

20.1. **Основы** проектирования летательных аппаратов (транспортные системы) / В.П.Мишин и др. М.: Машиностроение, 1985. 360 с.

20.2. **Карраск В.К.** Двигательные установки (конспект лекций). М.: МАИ, 1976. 142 с.

20.3. **Козлов А.А. и др.** Системы питания и управления двигательных установок. М.: Машиностроение, 1988. 352 с.

Глава 21

СИСТЕМЫ РАЗДЕЛЕНИЯ

Узлы связи разделяемых элементов. Средства обеспечения движения отделяемых элементов. Разделение ступеней с последовательным расположением ракетных блоков. Разделение ступеней с параллельным расположением ракетных блоков. Отделение полезного груза

Система разделения является одной из функциональных систем РКН и представляет собой совокупность средств, предназначенных для отделения в полете пассивных элементов конструкции: элементов конструкции, которые исчерпали свой энергетический запас, и элементов, функционирование которых закончено. Таких элементов в составе РКН может быть достаточно много. Сброс пассивных элементов конструкции производится на всех участках полета: на активных участках траектории, при полете на орбите ИСЗ, на участке спуска на поверхность небесного тела и т.д. В качестве примера рассмотрим схему выведения РКН «Союз» (рис. 21.1), в процессе которого от старта до выведения на орбиту КА осуществляются:

- отделение ракетных блоков ускорителя I ступени;
- отделение системы аварийного спасения и сброс головного обтекателя;
- отделение ускорителя II ступени;
- отделение КА.

Вне зависимости от задач, возлагаемых на систему разделения (разделение ступеней, сброс обтекателя и др.), по конструктивно-кинематическому принципу большинство из них можно разделить на две основные группы.

1. Системы с плоским стыком и одновременным разрывом всех средств крепления разделяемых элементов конструкции с последующим включением в работу средств отделения. К этой группе относятся системы отделения отработавших ракетных блоков, полезных грузов, крышек парашютных контейнеров и т.д. Движение отделяемого (пассивного) элемента конструкции в этой группе можно разбить на три участка:

- движение под действием сил отделения на участке кинематической связи («шпилечный» участок);
- свободное движение под действием сил отделения;
- свободное относительное движение.

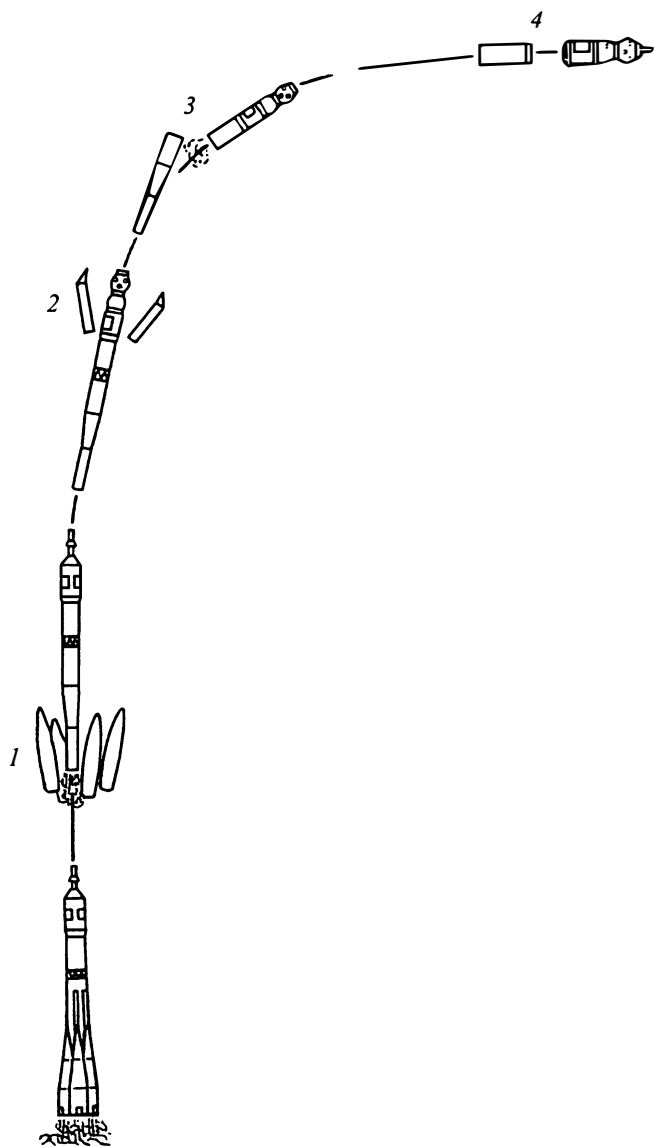


Рис. 21.1. Характерные моменты отделения элементов конструкции РКН в процессе выведения (на примере РКН «Союз»):

1 — отделение ракетных блоков ускорителя первой ступени; 2 — отделение ДУ системы аварийного спасения и головного обтекателя; 3 — отделение ускорителя второй ступени; 4 — отделение полезного груза

2. Системы, имеющие дополнительную связь в виде оси вращения. К этой группе относятся системы сброса головных обтекателей.

Процесс отделения упомянутых выше элементов конструкции можно разделить на два характерных участка:

- движение относительно оси вращения;
- свободное относительное движение.

В общем случае в систему разделения входят узлы связи разделяемых элементов, средства обеспечения движения отделяемых элементов и система управления разделением.

Узлы связи предназначены для крепления между собой *разделяемых отсеков*, блоков и объектов. В качестве узлов связи быстроразъемных соединений используются пироболты, пирозамки, пирочеки, пиромеханические устройства. В некоторых случаях предусматривается разделение использованием удлиненногокумулятивного заряда (УКЗ) или малоимпульсного детонирующего шнура (МДТ).

Узлы связи должны воспринимать нагрузки, возникающие в процессе эксплуатации, и безотказно раскрываться после воздействия этих нагрузок за время, заданное для конкретной системы. Основные требования, которым должны отвечать узлы связи: надежность, прочность, время рассогласования (синхронность открытия узлов связи), время открытия, минимальная масса.

Особенности компоновки ракеты и конструкции разделяемых частей определяют дополнительные требования к узлам связи. К дополнительным требованиям относятся: ограничение виброударных нагрузок, допустимость загрязнения окружающего пространства рабочим телом приводов узлов связи, недопустимость выброса деталей или осколков, ограничение давления во фронте ударной волны внутри герметичных отсеков при срабатывании узлов связи.

Независимо от принципов, закладываемых в конструкцию узлов связи, последние по способу передачи нагрузок, действующих на разделяемые части, можно разделить на три типа: точечные, линейные и многоточечные.

Точечный тип характеризуется ограниченным числом узлов связи, которые передают сосредоточенные силы на разделяемые части.

Линейный тип характеризуется тем, что в качестве запирающего элемента используется работающая обшивка конструкции. В этом случае внешние силы передаются в виде распределенных нагрузок и стык разделяемых частей получается равнопрочным с основной конструкцией.

Многоточечный тип является промежуточным между точечным и линейным типами и представляет собой конструкцию, где все сило-

вые элементы разделяемых частей соединены между собой узлами связей, а обшивка по линии деления разрезана. К многоточечному типу относятся устройства, состоящие из множества одинаковых запирающих элементов, связанных между собой какими-либо связями: жесткими тягами, тросами и пр.

В качестве *средств обеспечения движения отделяемых элементов* применяются толкатели пружинного, пневматического или пиротехнического типа. Для пневмотолкателей рабочим телом могут служить как газы высокого давления, хранящиеся в соответствующих баллонах, так и газы низкого давления, остающиеся после функционирования других систем (например, газ системы наддува топливных баков). Средствами обеспечения движения в некоторых случаях могут быть вспомогательные РДТТ. При разделении в плотных слоях атмосферы для обеспечения относительного движения могут использоваться аэродинамические силы.

Для выдачи команды на разделение (в частности, на разделение ступеней) используется или основная система управления (подсистема управления движением центра масс), или специализированная подсистема управления разделением.

Принципы построения системы разделения, состав ее компонентов и их характеристики определяются многими факторами, находящими свое отражение в требованиях к каждой конкретной системе. В любом случае надежное функционирование системы разделения, которое заключается не только в безотказном срабатывании всех ее элементов, но и в обеспечении заданных параметров относительного движения, является одним из условий выполнения задачи, поставленной перед РКН.

Ниже будут рассмотрены вопросы, касающиеся только разделения ступеней и отделения полезного груза.

При разделении ступеней кроме общих требований, характерных для всех систем РКН, необходимо обеспечить:

- надежное и безопасное разведение без соударений отработавших ракетных блоков от последующих ступеней;
- малое время процесса разделения, минимальные потери скорости в процессе разделения;
- малые динамические нагрузки;
- простоту обеспечения последовательности операций при разделении;
- создание необходимых условий для надежного запуска двигательной установки ракетных блоков последующих ступеней;
- минимально возможное увеличение массы конструкции отделяемых элементов.

Существенным фактором, определяющим принцип построения системы разделения и ее состав, является схема соединения ракетных блоков (ускорителей) ступеней.

При *последовательном (тандемном) соединении ступеней* в качестве узлов связи используются, как правило, пироболты и пирозамки, реже — удлиненные кумулятивные заряды (УКЗ).

Пироболты разделяются взрывом, в результате которого образуются осколки, которые должны удерживаться конструкцией стыка или специальными экранами. При срабатывании пироболтов возникает ударная нагрузка, наиболее интенсивная в зоне близлежащих элементов конструкции и вызывающая высокочастотные колебания, которые оказывают существенное влияние на аппаратуру, находящуюся в этой зоне (в частности, могут привести к замыканию релейных контактов или к прохождению ложных команд, приводящих к нарушению функционирования аппарата в целом).

Число пироболтов в стыке ограничено и, как правило, четное. Первое положение связано с тем, что с увеличением числа болтов снижается надежность разрушения силовой связи между отделяемыми блоками, а при увеличении числа болтов нагрузка, передаваемая через стык, будет более равномерной. Второе положение связано с предпочтительностью симметричности силовых нагрузок на стыкуемые блоки.

Так как пироболты воспринимают в основном только осевую нагрузку, для восприятия поперечных нагрузок в стыке устанавливаются шпильки, которые также задают направленное движение разделяемых частей в начальный момент относительного движения. Нагрузка на пироболт определяется для расчетного случая нагружения конструкции в месте расположения стыка (рис. 21.2) по формуле

$$P_6 = \frac{2M}{Dn} - \frac{N}{n}, \quad (21.1)$$

где M — изгибающий момент; D — диаметр, на котором расположены болты; N — осевая сила, действующая в рассматриваемом сечении; n — количество болтов.

Пироболты нормализованы; их разрушающая нагрузка имеет диапазон от десятков до сотен килоньютон. Нужно отметить, что при эксплуатации пироболтов не допускается их быстрый нагрев или охлаждение.

Кроме пироболтов широкое распространение получили пирозамки. К достоинствам пирозамков следует отнести отсутствие осколков при срабатывании и существенно меньшие по сравнению с пироболтами ударные нагрузки. При малых осевых нагрузках используются

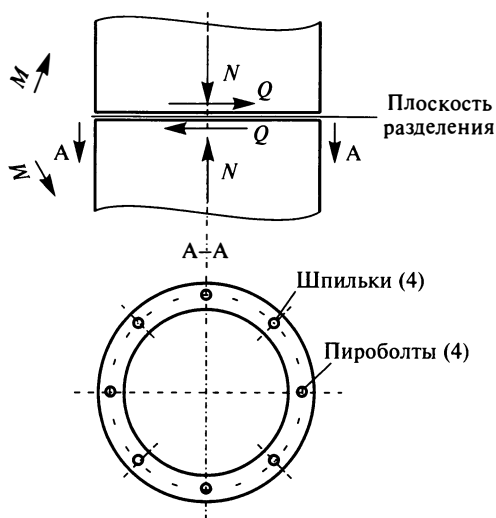


Рис. 21.2. Вариант схемы нагружения узлов связи

шариковые пирозамки. При больших нагрузках вместо шариков используются различные вкладыши. Замки с использованием вкладышей могут быть спроектированы на любые нагрузки.

Разделение ступеней блоков с использованием УКЗ позволяет перейти к бесфланцевым соединениям блоков (рис. 21.3). Действие УКЗ основано на перерезании конструкции отсека направленной струей продуктов взрыва. Существующие типы УКЗ позволяют разрезать материалы толщиной от одного до десяти миллиметров. Так же, как и при использовании пироболтов, имеет место возникновение осколков и ударных нагрузок. Использование УКЗ ограничивается конструкциями соединяемых блоков относительно небольших размеров, так как предполагает изготовление разделяемых частей конструкции как одного целого элемента, что затрудняет не только его изготовление, но и последующие испытания, транспортировку и т.д.

Выбор средства обеспечения движения отделяемых элементов при последовательном соединении разгонных блоков определяется схемой их разделения. Принято различать две схемы разделения отработавших ускорителей и последующих ступеней многоступенчатых ракет: «горячее» и «холодное»:

- «горячее» разделение отработавшего ракетного блока и последующей ступени после освобождения узлов связи обеспечивается тягой двигательной установки верхней ступени при спадающей тяге

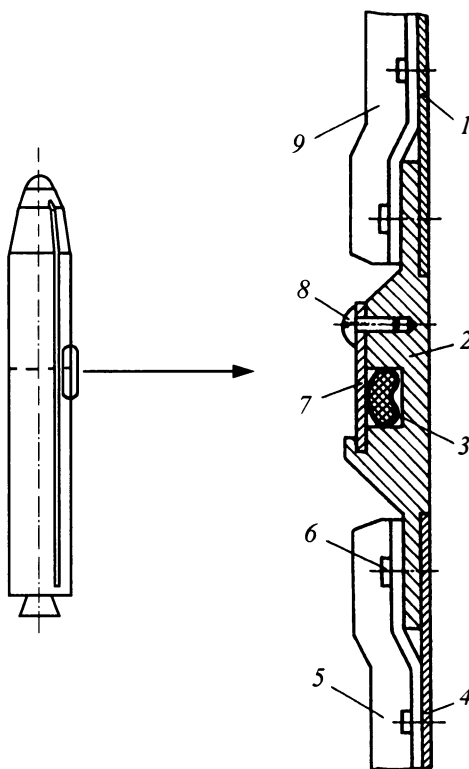


Рис. 21.3. Вариант конструктивного исполнения установки удлиненного кумулятивного заряда (УКЗ):

1, 4 — оболочка; 2 — корпус; 3 — УКЗ; 5, 9 — стрингеры; 6 — заклепка; 7 — накладка; 8 — винт

двигательной установки нижней ступени (т.е. двигатели верхней ступени запускаются еще до подачи команды на разделение);

- «холодное» разделение предполагает полное завершение работы двигателей отработавшего разгонного блока до подачи команды на разделение и расхождение разделенных частей за счет вспомогательных устройств, которыми в РКН, как правило, являются РДТТ, а запуск двигательной установки верхней ступени осуществляется после достижения определенного расстояния между разделенными частями.

При «горячем» разделении (см. рис. 21.4) достигается непрерывная продольная перегрузка при высокой эффективности органов управления. Для ракет с ЖРД непрерывность продольной перегрузки существенно упрощает их запуск.

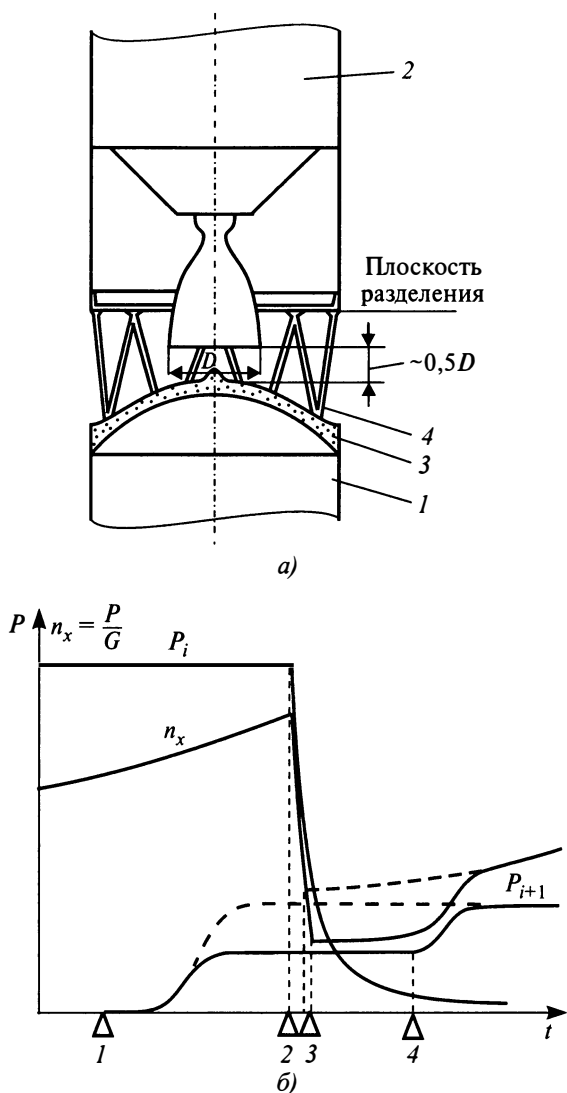


Рис. 21.4. «Горячее» разделение ступеней тандемной схемы:

a — зона стыка: 1 — отработавший ускоритель; 2 — очередная ступень; 3 — газоотражатель с теплозащитой; 4 — силовая ферма;

б — циклограмма «горячего» разделения при двухступенчатом запуске: 1 — команда на запуск двигателей очередной ступени; 2 — команда на отсечку двигателей предыдущей ступени и освобождение узлов связи; 3 — начало расхождения; 4 — команда на переход двигателей очередной ступени на номинальную тягу

При этом необходимо обеспечивать защиту топливных баков отработавшего блока от продуктов истечения двигателей верхней ступени, что требует увеличения длины переходного отсека РН для необходимого зазора между срезом сопел двигателей и газоотражателем на предыдущей ступени. Кроме того, чтобы предотвратить взрыв баков отработавшего блока (содержащих остатки топлива и газы наддува), необходимо предусмотреть тепловую защиту верхнего днища бака нижней ступени. Оба эти фактора являются недостатками «горячего» разделения, так как требуют увеличения массы ракеты.

Так как в процессе разделения имеет место широкий спектр действующих сил в различных направлениях, требуется рассмотрение в общем случае пространственного движения с учетом работы системы управления. Для оценки процесса разделения рассмотрим только относительное движение разделяемых ступеней вдоль продольной оси ракеты в предельно простой постановке, когда в учет берутся только силы, действующие вдоль продольной оси связанной системы координат (рис. 21.5).

Условием начала разделения будет $\ddot{x}_{\text{отн}} > 0$, так как относительное движение есть разность между абсолютным движением ступеней, т.е.

$$\ddot{x}_{\text{отн}} = \ddot{x}_2 - \ddot{x}_1. \quad (21.2)$$

Запишем выражение для абсолютного движения нижней ступени, исходя из того, что на нее вдоль оси x действуют: тяга двигателей нижней ступени P_1 ; аэродинамическое сопротивление X_1 ; газодинамическая сила F_{1x} :

$$\ddot{x}_1 = \frac{P_1 - X_1 - F_{1x}}{m_1}. \quad (21.3)$$

Для верхней ступени соответственно:

$$\ddot{x}_2 = \frac{P_2 - X_2 + F_{2x}}{m_2}, \quad (21.4)$$

где P_2 — тяга двигателей верхней ступени; X_2 — аэродинамическое сопротивление; F_{2x} — газодинамическая сила.

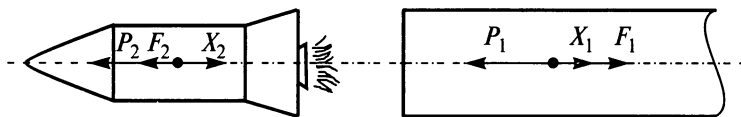


Рис. 21.5. Схема сил, действующих в процессе «горячего» разделения

Если силами трения в шпильках при разделении пренебречь, то условие разделения будет выглядеть следующим образом:

$$\ddot{x}_{\text{отн}} = \frac{P_2 - X_2 + F_{2x}}{m_2} - \frac{P_1 - X_1 - F_{1x}}{m_1} > 0. \quad (21.5)$$

Отсюда следует условие:

$$P_2 > \frac{m_2}{m_1} (P_1 - X_1 - F_{1x}) + X_2 - F_{2x}. \quad (21.6)$$

На движение ступеней при разделении накладывается ряд ограничений. В частности, осевое ускорение верхней ступени в момент включения ЖРД должно удовлетворять соотношению

$$\ddot{x}_{\text{отн}} \geq \ddot{x}_{\text{тр}} \text{ при } t_0 \leq t \leq t_n,$$

где $\ddot{x}_{\text{тр}}$ — требуемое из условия обеспечения запуска ускорение верхней ступени при включении ее двигателей; t_0 , t_n — моменты времени, соответствующие включению ДУ верхней ступени и выходу ее на номинальный режим.

Обобщенная рекомендация с учетом вышеприведенных соображений может сводиться к следующему: разделение целесообразно начинать в период последствий тяги двигателей ступени I сразу же после ее резкого спада. Более раннее начало разделения ступеней приводит к потере скорости, а более позднее может затруднить запуск двигателей верхней ступени.

При наличии у верхней ступени рулевых двигателей именно они, а не основные двигатели, могут использоваться как средство обеспечения относительного движения разделяемых частей. Они запускаются до выключения двигателей нижней ступени, обеспечивая, таким образом, как управление верхней ступенью, так и дополнительное усилие для ускорения ступени. Если для обеспечения условий разделения тяга управляющих двигателей будет недостаточной, то на отработавшем блоке используются вспомогательные тормозные устройства, например РДТТ.

Для увода отработавших жидкостных разгонных блоков с одновременной их стабилизацией могут также использоваться газовые сопла, через которые стравливается газ наддува топливного бака.

При «холодном» разделении запуск основного двигателя верхней ступени происходит через некоторое время после выключения двигателей нижней ступени (рис. 21.6). Для обеспечения относительного ускорения, как было указано выше, обычно используются вспомогательные

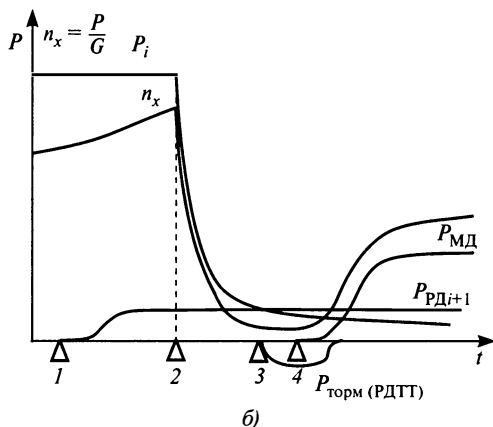
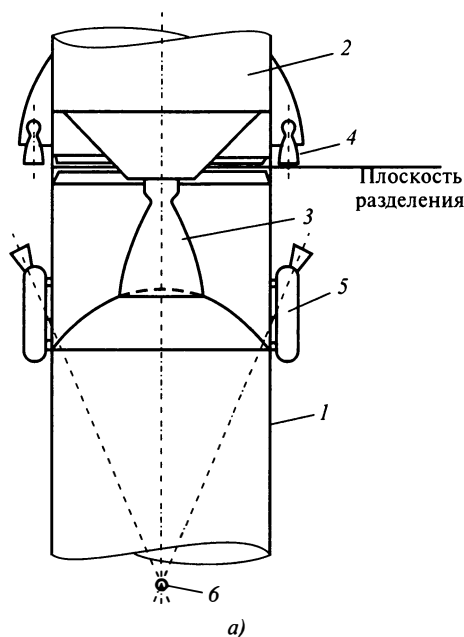


Рис. 21.6. «Холодное» разделение ступеней:

а — зона стыка: 1 — отработавший ускоритель; 2 — очередная ступень; 3 — маршевый двигатель очередной ступени; 4 — рулевые двигатели; 5 — тормозные РДТТ; 6 — центр масс отработавшего ускорителя перед его отделением;

б — циклограмма «холодного» разделения: 1 — команда на запуск двигателей очередной ступени; 2 — команда на отсечку двигателей предыдущей ступени и освобождение узлов связи; 3 — команда на запуск тормозного РДТТ; 4 — команда на запуск маршевого двигателя очередной ступени

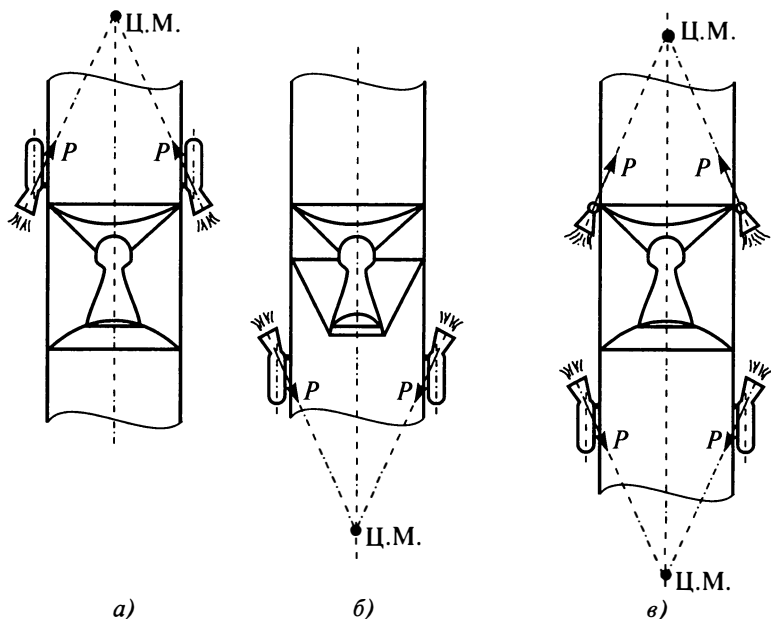


Рис. 21.7. Схема размещения вспомогательных РДТТ при «холодном» разделении

РДТТ, которые, как правило, устанавливаются на отработавшем ускорителе. Иногда для этих целей используются дополнительные ускорители (обычно тоже РДТТ) на верхней ступени (рис. 21.7, а) или на нижней ступени (рис. 21.7, б), а также комбинация рулевых двигателей и вспомогательных РДТТ (рис. 21.7, в). Тормозные РДТТ, в принципе, можно устанавливать в любом удобном месте на нижней ступени. Установка их в верхней части позволяет направить силу тяги к центру масс отработавшей ступени, что приводит к существенному уменьшению возмущений при разделении. Однако при этом возможно неблагоприятное воздействие истекающих из тормозных двигателей продуктов сгорания на последующую ступень. Нижняя установка РДТТ позволяет практически исключить этот недостаток, но приводит к заметному увеличению возмущений за счет разброса силы тяги РДТТ.

К достоинствам «холодного» разделения следует отнести более эффективное использование топлива (топливо I ступени полностью вырабатывается в «интересах» II ступени), сокращение массы конструкции переходного отсека, возможность обеспечения безопасного «захолаживания» двигателя верхней ступени (для криогенных топлив). В случае наличия на верхней ступени в составе ДУ управляющих двигателей их можно использовать как средство обеспечения движения,

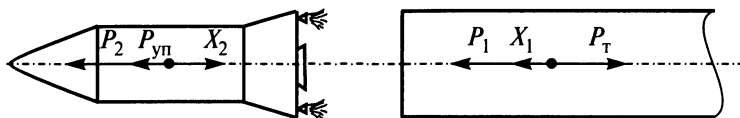


Рис. 21.8. Схема сил, действующих в процессе «холодного» разделения

обеспечив, таким образом, и управляемость этой ступени в процессе разделения.

К недостаткам следует отнести: сложность запуска двигателей верхней ступени, увеличение гравитационных потерь. Кроме того, при значительном скоростном напоре в процессе разделения из-за больших сил лобового сопротивления верхней ступени усилия тормозных РДТТ и рулевых двигателей могут оказаться неприемлемо большими.

Относительное ускорение при тех же допущениях, что и ранее, запишется следующим образом (рис. 21.8):

$$\ddot{x}_{\text{отн}} = \frac{P_y - X_2}{m_2} - \frac{P_1 - X_1 - P_t}{m_1} > 0, \quad (21.7)$$

где P_y — тяга рулевых двигателей; P_t — средняя тяга тормозных двигателей.

Если выделить ускорение за счет тяги ДУ и аэродинамических сил, которые соответственно равны

$$a_p = \frac{P_y}{m_2} - \frac{P_1}{m_1}; \quad a_x = \frac{X_1}{m_1} - \frac{X_2}{m_2}, \quad (21.8)$$

тогда

$$\ddot{x}_{\text{отн}} = a_p + a_x + \frac{P_t}{m_1}. \quad (21.9)$$

Относительная скорость к концу разделения

$$\dot{x}_{\text{отн}} = (a_p + a_x)t_k + \frac{P_t \tau}{m_1}, \quad (21.10)$$

а относительный путь

$$x_{\text{отн}} = (a_p + a_x) \frac{t_k^2}{2} + \frac{P_t \tau^2}{2m_1} + \frac{P_t \tau(t_k - \tau)}{m_1}, \quad (21.11)$$

где τ — время работы РДТТ; t_k — время разделения.

Если относительное перемещение $x_{\text{отн}}$ задано (из условия безопасного расстояния), то величина импульса РДТТ (являющаяся в таком случае искомой) будет зависеть от времени разделения t_k . Чем больше время разделения, тем меньше импульс торможения и легче РДТТ, но с увеличением времени разделения растут гравитационные потери скорости.

Разделение ступеней РКН с параллельным расположением ракетных блоков, т.е. соединенных по схеме «пакет», может осуществляться одним из трех способов (рис. 21.9, а–в) в следующей последовательности:

а — разрыв нижних силовых связей, вращение вокруг верхнего узла связи, раскрытие его и отвод ступени от центрального блока (реализован на РКН «Восток»);

б — разрыв верхних силовых связей, вращение относительно нижнего узла связи с последующим раскрытием;

в — одновременное раскрытие верхних и нижних узлов связи и плоскопараллельный отвод отработавших блоков от центрального (реализуется для отделения твердотопливных ускорителей Space Shuttle от второй ступени и при отделении боковых жидкостных ускорителей РКН «Энергия»).

При любом из указанных выше способов разделения относительному движению разделяемых частей предшествует освобождение связей между боковыми и центральным блоками. Конструктивная реализация таких связей, обеспечивающих силовую «завязку» блоков, может быть различной, как могут различаться и конструктивные исполнения узлов связи. В любом случае должна быть предусмотрена их фиксация как в продольном, так и в поперечном направлениях, с целью исключения их взаимного перемещения в полете до подачи команды на разделение. В частности, в РКН «Союз» фиксация в продольном направлении обеспечивается за счет сферических опор, расположенных в носовой части каждого из ускорителей, а фиксация в поперечном направлении обеспечивается за счет стяжек в нижней части ракеты.

Использование того или иного конструктивного исполнения средств обеспечения движения разделяемых частей во многом зависит от конструктивно-компоновочного решения РКН и их двигательных установок. Это могут быть различного типа толкатели (прежде всего, пиротолкатели или пневмотолкатели), основные двигатели боковых блоков, вспомогательные РДТТ, газовые сопла и их комбинации. Кроме того, при разделении в плотных слоях атмосферы для обеспечения относительного движения могут использоваться аэродинамические силы и газы наддува отработавших ракетных блоков.

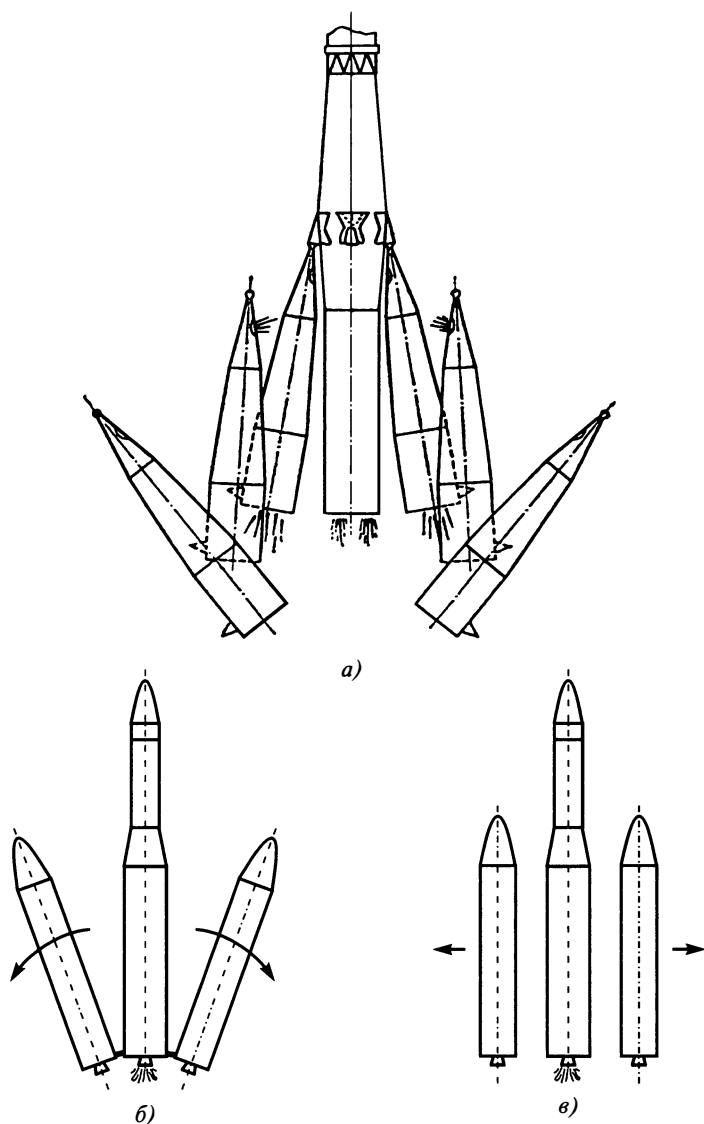


Рис. 21.9. Способы отделения боковых блоков при пакетной схеме соединения ракетных блоков первой ступени:

а — с вращением в передней точке соединения ракетного блока и центрального блока (на примере РКН «Союз»); *б* — с вращением в кормовой точке соединения ракетного блока и центрального блока; *в* — с параллельным (относительно центрального блока) расхождением отработавших ракетных блоков

В первых двух из упомянутых выше схемах процесс разделения после освобождения узлов связи (нижних (рис. 21.6, а) или верхних (рис. 21.6, б)) начинается с вращения боковых блоков вокруг шарниров в верхних или нижних точках связи. В первом случае это вращение может быть обеспечено за счет тяги бокового блока, а во втором — за счет соответствующих средств обеспечения движения, например РДТТ. На практике нашла применение первая схема, что объясняется меньшими угловыми возмущениями, передаваемыми боковыми блоками на центральную ступень, которые в этом случае передаются вблизи центра масс верхней ступени, и меньшим риском столкновения боковых блоков с центральным.

В третьей схеме после освобождения узлов связи благодаря силам, генерируемым вспомогательными РДТТ или другими средствами обеспечения движения (например, пневмотолкателями) и направленным перпендикулярно продольной оси, обеспечивается увод боковых блоков в поперечном направлении.

Отделение полезного груза. Система отделения полезного груза предназначена для отделения полезного груза от последней ступени, а также для крепления ее к корпусу РН при наземной эксплуатации и в полете.

Соединение полезного груза и РН осуществляется, как правило, с помощью двух стыковочных шпангоутов, один из которых принадлежит КА (полезный груз), а другой — РН (рис. 21.10). Если поперечные размеры полезного груза отличаются от диаметра стыковочного шпангоута РН, то между ними вводится дополнительный конструктивный элемент (адаптер), размеры которого выбираются так, чтобы наилучшим образом согласовать размеры торцевых частей полезного груза и РН.

Возможным вариантом конструктивного исполнения и взаимного расположения полезного груза и верхней ступени РКН является вариант, когда полезный груз находится под этой ступенью, а не над ней, как во всех предыдущих случаях, а верхней частью РКН является именно такая тянущая ступень.

Этот вариант особенно удобен, когда осуществляется запуск нескольких полезных нагрузок на разные орбиты одной РКН. Ускоряясь, РКН переходит на очередную орбиту, оставляя одну из полезных нагрузок на предыдущей орбите. В таком случае более рациональным представляется использовать для «развоза» на разные орбиты и отделения на них полезных грузов специальной ступени. В результате при очевидных достоинствах такое устройство является наиболее тяжелым и сложным по сравнению с рассмотренными выше.

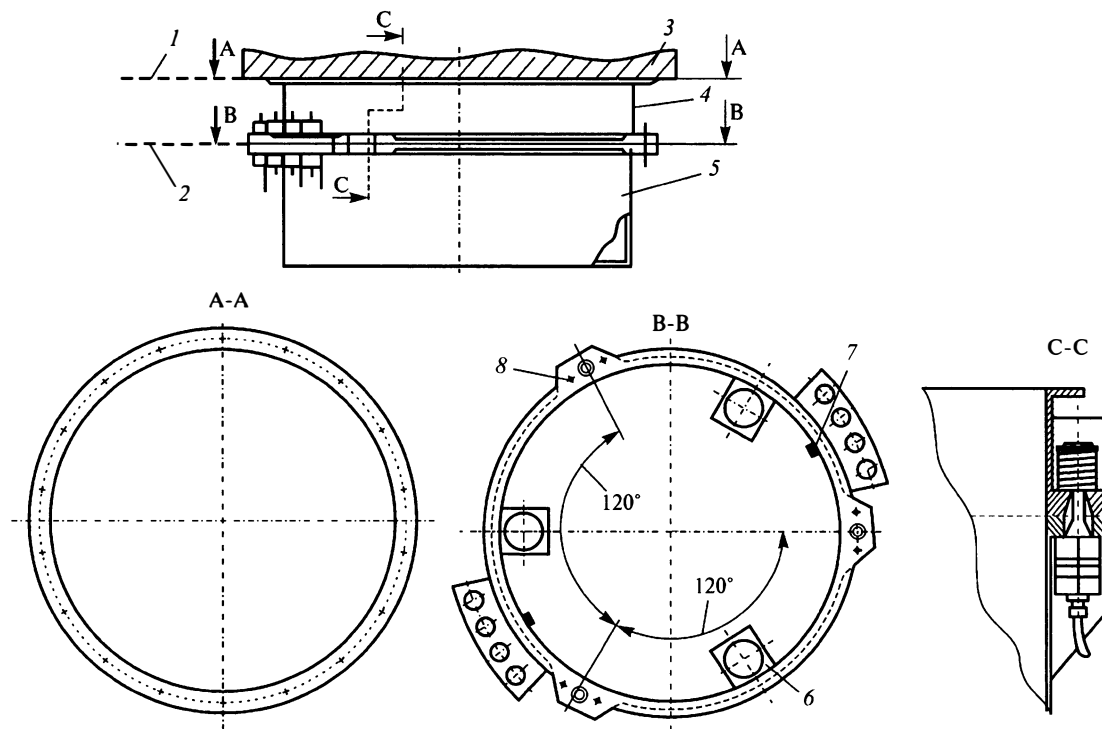


Рис. 21.10. Вариант схемы соединения ускорителя последней ступени РКН и отделяемого объекта:

1 — механический интерфейс полезного груза и адаптера; 2 — плоскость разделения; 3 — полезный груз; 4 — верхний шпангоут; 5 — нижний шпангоут; 6 — пружинный толкатель; 7 — датчик разделения; 8 — направляющие шпильки

В качестве узлов связи используются в основном пиротехнические устройства (пироболты, пирозамки и др.) и направляющие шпильки (штыри).

В качестве средств обеспечения движения используется достаточно широкий набор устройств, которые в зависимости от характера, места приложения и направления действия сил, осуществляющих отделение, можно разделить на следующие: расталкивающие, тормозящие, тянущие или комбинированные. Первые расталкивают полезный груз и корпус РН, вторые притормаживают корпус РН, третьи ускоряют разгонную ступень, оставляя полезный груз, четвертые являются комбинацией из вышеупомянутых трех.

В зависимости от источника энергии, сообщаемой полезному грузу дополнительную скорость, используются следующие типы устройств: пружинные; пневматические, пороховые.

Пружинный механизм (пружинный толкатель) производит отделение полезной нагрузки за счет потенциальной энергии пружин, освободившихся при разъединении полезного груза и корпуса РН. В этом случае полезный груз присоединяется к корпусу РН с помощью пирозамков. При срабатывании пирозамков пружины разжимаются и расталкивают полезный груз и корпус РН.

Основной частью *пневматических* механизмов отделения (пневмотолкателей) являются цилиндр с поршнем, совершающим одностороннее прямолинейное перемещение под давлением подаваемого в нужный момент сжатого газа. В этом случае при срабатывании пирозамков полезный груз лишается механической связи с корпусом. Под действием сжатого газа пневмотолкатель срабатывает, срезает удерживающую шпильку и отталкивает полезный груз.

Пороховые расталкивающие устройства (пиротолкатели) по принципу действия аналогичны пневмотолкателям, отличаясь только тем, что давление на поршень создается газами при сгорании небольшого порохового заряда.

Из трех вышеупомянутых устройств пружинные толкатели являются наиболее тяжелыми и простыми. Пиротолкатели являются наиболее легкими и компактными, но они дают наибольший разброс сил. Пневмотолкатели занимают промежуточное положение между пружинными и пороховыми по массе и являются достаточно простыми.

Тормозящие устройства отделения действуют не на полезный груз, а на последнюю ступень РКН. Торможение ступени производится тормозными двигателями или газами наддува топливных баков. В качестве тормозных двигателей используются небольшие РДТТ, кото-

рые устанавливаются на корпусе в хвостовой части или в межбаковом пространстве. Тормозные РДТТ, создавая тягу, направленную в сторону, противоположную движению РКН, притормаживают ее корпус, а полезный груз, освобожденный от связи с ним, по инерции продолжает полет.

Основным достоинством такого устройства является то, что при отделении скорость полезного груза не изменяется, и процесс отделения не вызывает изменений параметров орбиты полезного груза. В то же время такие устройства являются более тяжелыми и сложными по конструкции и эксплуатации.

При торможении корпуса РКН газами наддува на переднем днище топливного бака делают несколько направленных вперед, наклоненных к оси РКН сопл, в исходном состоянии закрытых заглушками. Чтобы отделить полезный груз, после срабатывания разрывных болтов заглушки на всех соплах одновременно срабатывают. Вытекающие из сопл газы наддува создают реактивную силу, во многих случаях достаточную для торможения корпуса РКН. Такая система имеет небольшую массу и обладает всеми достоинствами тормозных РДТТ, однако ее применение ограничено: во-первых, в топливном баке может быть недостаточен запас газа наддува для обеспечения надежного отделения; во-вторых, разброс давления наддува влечет за собой и разброс значений тормозного импульса.

Подобный принцип действия заложен и в тянущие устройства, в которых в отличие от предыдущих небольшие РДТТ создают тягу по вектору скорости РКН и таким образом ускоряют корпус ступени, а полезная нагрузка, освобожденная от связи с ним (после срабатывания разрывных болтов) продолжает полет по инерции со скоростью, которая была у РКН перед включением тянущих РДТТ (или других двигателей).

Процесс отделения при использовании в качестве средств обеспечения движения пружинных толкателей можно разбить на следующие этапы:

- совместный полет с момента выключения двигателей последней ступени до момента начала отделения;
- движение на направляющих шпильках;
- движение после схода со шпилек до окончания действия пружинных толкателей;
- свободный полет разделившихся объектов до момента их расхождения на безопасное расстояние.

В связанной системе координат, ось которой направлена к стыку, номинальное относительное движение ступени будем рассматривать как одномерное (рис. 21.11). Упрощенное дифферен-

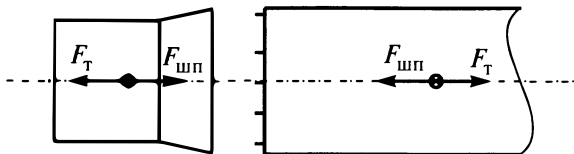


Рис. 21.11. Схема сил, действующих в процессе отделения полезного груза

циальное уравнение такого движения можно представить в следующем виде:

$$\ddot{x} = \left(\frac{1}{m_1} + \frac{1}{m_2} \right) \left(\sum_{i=1}^{n_1} F_{\tau_i} - F_{\text{шп}} \right), \quad (21.12)$$

где $F_{\tau_i} = F_{0i} - \left(\frac{F_{0i} - F_{\kappa i}}{h_{\text{пр}}} \right) (x - x_0)$ — сила i -го пружинного толкателя;

x_0 — начальное расстояние между центрами масс отделяемого объекта и последним разгонным блоком РКН; m_1 — масса последнего разгонного блока РКН; m_2 — масса отделяемого объекта; n_1 — число пружинных толкателей.

Решение уравнения (21.12) в такой постановке следует рассматривать только как первое приближение. В действительности в процессе отделения, независимо от схемы отделения, отделяемый объект подвержен различным видам возмущений, в результате которых его относительное движение будет отличаться от номинального. Это относится как к движению центра масс, так и движению вокруг центра масс.

Основной причиной, вызывающей отклонение скорости центра масс, является разброс следующих параметров:

- импульс последействия тяги двигателя;
- время срабатывания системы отделения, массы РКН в момент отделения;
- энергетические характеристики устройств отделения.

Причины появления угловых скоростей вращения вокруг центра масс:

- упругие поперечные колебания корпуса РН в период отделения;
- эксцентриситет тяги последействия;
- эксцентриситет сил устройств отделения относительно центра масс отделяемого объекта;
- эксцентриситет центра масс отделяемого объекта по отношению к продольной оси.

Величина угловых скоростей влияет на время «успокоения» КА после его отделения от РН и на характеристики системы, обеспечивающей этот процесс. В общем случае чем больше угловые скорости, тем больше масса средств, обеспечивающих процесс «успокоения». В связи с этим, с целью уменьшения этих масс, в составе требований к системе разделения могут иметь место достаточно жесткие требования по величине угловых скоростей отделяемого объекта.

Список литературы

21.1. Колесников К.С., Козлов В.И., Кокушкин В.В. Динамика разделения ступеней летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1977. 221 с.

21.2. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы): учебник для технических вузов / В.П. Мишин, В.К. Безвербый, Б.М. Панкратов и др.; под ред. В.П. Мишина. М.: Машиностроение, 1985. 360 с.

21.3. Ракеты-носители / В.А. Александров, В.В. Владимиров, Р.Д. Дмитриев, С.О. Осипов; под ред. С.О. Осипова. М.: Воениздат, 1981. 315 с.

21.4. Карраск В.К. Проектирование конструкций летательных аппаратов (Выбор основных проектных решений и параметров): учебное пособие. М.: МАИ, 1987. 84 с.

МЕЖОРБИТАЛЬНЫЕ ТРАНСПОРТНЫЕ АППАРАТЫ

Определение. Эволюция МТА. Особенности тактико-технических требований к МТА. Схемные решения

Круг задач, решаемых в настоящее время средствами ракетно-космической техники, постоянно расширяется. Ежегодно в космическое пространство выводится более ста объектов различного назначения. Если в первые годы освоения космического пространства КА выводились в основном на низкие околоземные орбиты, то в настоящее время спектр рабочих орбит очень широк. По мере развития народно-хозяйственных и научных космических систем большой интерес проявляется к высокоэнергетическим орбитам (геостационарной, высокоэллиптическим и т.д.), выведение на которые требует больших запасов характеристической скорости по сравнению с выведением на низкие околоземные орбиты.

На начальных этапах развития ракетно-космической техники для реализации запусков космических объектов на высокие орбиты использовались ракетные блоки (ускорители) последних ступеней РН, являющихся их составной частью, или двигательные установки, входящие в состав полезной нагрузки. В настоящее время для решения таких задач в основном используются специализированные транспортные средства, обеспечивающие транспортировку полезных грузов по маршруту «низкая околоземная орбита» — «высокоэнергетическая рабочая орбита», а в перспективе также по маршруту «низкая околоземная орбита» — «высокоэнергетическая рабочая орбита» — «низкая околоземная орбита», получившие название «межорбитальные транспортные аппараты». К настоящему времени *определение* этого класса средств выведения окончательно не сложилось. В отечественной, а иногда и в зарубежной литературе их называют верхними ступенями, разгонными блоками или космическими буксирами и др. Все эти названия по разным причинам представляются неудачными, так как совпадают или с названием последней ступени любой РКН, или являются синонимом слова «ускоритель». Особенно неудачным этот термин оказывается по отношению к аппарату, обеспечивающему транспортную операцию не только по выведению, но и по возвращению полезной нагрузки с высокой орбиты на базовую орбиту, когда для этого необходимо не разгонять его, а тормозить.

Термин «межорбитальный транспортный аппарат» более адекватно соответствует функциям такого типа аппаратов и получает все большее распространение в отечественной и зарубежной литературе. В последнем случае он соответствует термину «Orbital Transfer Vehicle» (OTV), широко используемому в западной научно-технической литературе.

Характерной особенностью таких аппаратов, по сравнению с традиционными ускорителями, является их относительная универсальность по отношению как к полезным нагрузкам, так и к средствам выведения, доставляющим их на низкую (базовую) орбиту, а также автономность (т.е. наличие собственных служебных систем: навигации, управления, терморегулирования, энергообеспечения и т.д.). По существу в какой-то степени их следует относить к КА, в функции которых по сравнению с другими КА входят различного рода транспортные задачи.

В действительности межорбитальный транспортный аппарат (МТА) является средством, предназначенным для выполнения транспортных задач в космическом пространстве, связанных с необходимостью целенаправленного изменения траектории движения полезного груза с помощью двигательной установки. Эти задачи вытекают из рассмотренных ранее задач КРК. Их перечень может выглядеть следующим образом:

- доставка полезных грузов на высокоэнергетические орбиты ИСЗ с высотами до 70 000 км при наклонениях $0...115^\circ$ с возможным возвратом на низкую базовую орбиту ИСЗ;
- сборка и обслуживание крупногабаритных объектов и пилотируемых платформ;
- запуски к Луне и планетам Солнечной системы, астероидам, Солнцу.

Эволюция МТА. Исторически прообразом МТА является отечественный ракетный блок «Е», благодаря которому в январе 1959 г. был запущен первый КА «Луна-1» в сторону Луны, а в октябре того же года КА «Луна-3», сфотографировавший обратную сторону Луны. В дальнейшем блок «Е» стал использоваться в качестве 3-й ступени РН «Восток».

Следующий отечественный РБ, блок «Л», стал первым в мире разгонным блоком с жидкостной ДУ, запускающейся в условиях невесомости после часового полета на околоземной орбите. РБ «Л» широко использовался для запусков межпланетных КА типа «Луна», «Венера», «Марс», солнечных обсерваторий «Прогноз» и спутников связи «Молния» на высокоэллиптические орбиты.

Позже, с 1967 г., в составе РКН «Протон» начал использоваться разгонный блок «Д», созданный ранее в рамках программы «Н1 —

ДЗ». Модификации этого аппарата с успехом использовались и продолжают использоваться в составе РКН «Протон» и РКН «Зенит». Эксплуатируемые в настоящее время модификации этого блока — РБ «ДМ» имеют автономный приборный отсек с собственной системой управления. Таким образом, этот блок является по существу автономным КА с транспортными функциями, что полностью соответствует определению межорбитального транспортного аппарата.

К настоящему времени в России создано несколько МТА, используемых в составе различных РКН. В табл. 22.1 представлены данные о первых отечественных аппаратах, для которых в отечественной литературе используется термин «разгонный блок» (РБ).

Таблица 22.1

Основные характеристики отечественных РБ и МТА

Название	Топливо	Тяга ДУ, кН	Удельный импульс тяги, м/с	Год первого запуска	РКН
«Е»	Кислород/керосин	55	3260	1959	«Восток»
«Л»	Кислород/керосин	69	3400	1965	«Молния-М»
«Д»	Кислород/керосин	85	3538	1967	«Протон»
«ДМ»	Кислород/синтин	85	3541	1976	«Протон-К», «Зенит-3»
С5М	АТ/НДМГ	81,8	3110	1977	«Циклон-3»
«Икар»	АТ/НДМГ	30	2923	1999	«Союз»
«Бриз-КМ»	АТ/НДМГ	19,6	3193	1990	«Рокот»
«Бриз-М»	АТ/НДМГ	19,6	3217	2000	«Протон-М», «Протон-К»
«Фрегат»	АТ/НДМГ	19,6	3208	2000	«Союз-2»

Параллельно с созданием РБ для обеспечения высокоэнергетических маневров в СССР были созданы две серии транспортных космических аппаратов: одна в пилотируемом варианте — КА «Союз», другая в беспилотном — КА «Прогресс», — для обеспечения транспортных операций на низких околоземных орбитах. Эти аппараты по функциональным задачам полностью соответствуют вышеприведенным задачам МТА в части транспортировки грузов с опорной орбиты РКН на другие космические объекты (например, орбитальную станцию) и их обслуживания (например, коррекция орбиты).

Аппараты этих серий имеют существенные различия по сравнению с приведенными в табл. 22.1 разгонными блоками. Во-первых, запас характеристической скорости у них много меньше, так как в программе их полетов предусматриваются только относительно небольшое изменение высоты орбиты и операции по сближению и причаливанию. Во-вторых, набор маневров много шире: коррекция орбиты, дальнее и ближнее сближение, причаливание в процессе стыковки с орбитальной станцией, а также обеспечение тормозного импульса для схода с орбиты как отсека полезного груза (включая пилотируемый спускаемый аппарат), так и отсека служебных систем, входящего в атмосферу с целью его уничтожения (чтобы исключить его столкновение с другими космическими объектами). В-третьих, в КА «Союз» предусмотрено управление как с использованием человека-оператора, находящегося на борту аппарата, так и дистанционное управление с Земли и с борта орбитальной станции.

В США первые разгонные блоки (Agena, Burner, Centaur и др.) по существу являются верхними ступенями тяжелых РКН, отличаясь возможностью использования их для различных РКН. При этом, в силу особенностей развития ракетно-космической техники, для них нашли применение самые разные двигатели от РДТТ до криогенных (кислородно-водородных).

В конце 1970-х гг. начались активные работы по созданию собственно МТА. Это было вызвано тем обстоятельством, что с введением в эксплуатацию ТКА Space Shuttle предполагалось весь грузопоток на низкую околоземную орбиту обеспечивать именно этим аппаратом. При этом уже наметился большой интерес к использованию КА на высокоэнергетических орбитах, прежде всего связных ИСЗ на геостационарной орбите, выведение на которую с помощью ТКА Space Shuttle по энергетическим и экономическим соображениям или нецелесообразно, или невозможно.

При разработке в США первого поколения МТА предпочтение было отдано проектам аппаратов с ракетным двигателем на твердом топливе (РДТТ), базировавшихся на существовавших к тому времени двигателях. В конечном итоге к разработке были приняты два типа аппаратов: PAM (Payload Assist Module) и IUS (Inertial Upper Stage). Отметим здесь, что последний аппарат, созданный на базе унифицированных модулей, мог использоваться в многоступенчатых вариантах (на практике использовался в основном двухступенчатый).

Очевидным достоинством таких проектов являлось наличие развитой базы для их производства и испытаний. Однако использование их в новом качестве представляло значительные трудности, так как

условия их нового применения и требования к операциям, осуществляемым в процессе полетов, существенно отличались от тех условий, для которых они создавались.

Ограниченность энергетических возможностей МТА с РДТТ заставила американских разработчиков обратиться к проекту МТА на базе существующей верхней ступени РН Atlas — Centaur. В табл. 22.2 представлены сведения об основных американских РБ и МТА.

Таблица 22.2

Основные характеристики американских РБ и МТА

Название	Топливо	Тяга ДУ, кН	Удельный импульс тяги, м/с	Год первого запуска	РКН
Burner	Твердое	42,2	2845	1971	Atlas
Delta	N_2O_4 + аэрозин-50	43,2	2963	1982	Delta
Agena	HNO_3 + ММГ	71,6	2855	1966	Atlas Titan-3B
Centaur	Кислород/водород	2×66,7	4356	1962	Atlas Titan-3E Space Shuttle
PAM-D	Твердое	81,8	2837	1983	Delta Space Shuttle
IUS	I ступень — твердое	203	2890	1982	Titan-34D Space Shuttle
	II ступень — твердое	82,3	2850		

При всей внешней схожести МТА и традиционных ракетных блоков РН (особенно ракетных блоков с ЖРД и РДТТ) в составе **тактико-технических требований** имеется ряд требований, характерных только для МТА, что можно увидеть из представленного сокращенного перечня требований к гипотетическому МТА, предназначенному для выведения полезных грузов на высокоэнергетические орбиты:

- по назначению;
- по эксплуатации;
- по надежности;
- по технико-экономическим показателям.

В требованиях по назначению указываются:

- РКН, в составе которых предполагается использование МТА;
- космодромы, с которых предполагается их запуск;
- энергетические характеристики в виде зависимостей массы ПН от параметров орбит назначения;

- число включений маршевой ДУ;
- точность выведения;
- предельное время от первого запуска до последнего активного маневра (особенно для МТА, оснащенного ЖРД);
- точность пространственного положения к моменту начала маневра;
- возможность использования для доразгона ПН на опорную орбиту;
- точность стабилизации в процессе активных и пассивных участков полета и при отделении ПН;
- закрутка орбитального блока (ОБ) в процессе полета для обеспечения требований по тепловому режиму;
- закрутка ОБ вокруг продольной оси перед отделением КА (при необходимости) с последующим восстановлением ориентации МТА;
- увод МТА с рабочей орбиты КА.

В требованиях по эксплуатации определяются:

- срок годности;
- продолжительность функционирования в условиях космического полета;
- максимальная продолжительность нахождения на техническом комплексе;
- максимальная продолжительность нахождения на стартовом комплексе;
- возможность его повторного приведения в готовность к пуску в составе РКН (после переноса времени пуска);
- возможность технического обслуживания на СК;
- уровень автоматизации операций заправки и подготовки к пуску.

В требованиях по надежности оговариваются нормативные значения основных показателей надежности, например:

- вероятность подготовки к пуску и пуска МТА за заданное время;
- вероятность сохранения работоспособного состояния МТА в процессе выведения (до отделения КА).

В технико-экономических требованиях прежде всего определяется перечень основных экономических показателей, который практически соответствует перечню, представленному ранее для РКН в целом.

Набор требований, представленный выше, практически всегда имеет место в тактико-технических требованиях к МТА. Но в каждом конкретном случае с учетом специфики задач, двигательной установки, времени функционирования и т.п. перечень приобрета-

ет необходимую детализацию и представляет собой достаточно объемный документ.

Схемные решения МТА определяются в первую очередь сформулированными в ТТЗ (ТЗ) требованиями к тактико-техническим характеристикам и при всем возможном их многообразии могут быть представлены вектором, включающим следующие компоненты:

- схему перелета;
- ступенчатость;
- тип ДУ;
- использование для реализации маршрута гравитационных маневров или маневров в атмосфере небесных тел, давления солнечного света и др.;
- кратность использования материальной части;
- место базирования;
- принцип управления.

Как и в случае формирования схемного решения РКН, очевидно, что каждая из этих компонент дискретная и может быть представлена несколькими (как минимум двумя) вариантами. Из этого следует, что число возможных комбинаций может быть достаточно большим. Следует отметить некоторые специфические особенности приведенных выше компонент (признаков) схемного решения МТА по сравнению с составом, характерным для РН.

Выбор схемного решения МТА определяется составом задач, возлагаемых на него и, в первую очередь, схемой полета, т.е. по существу концепцией (сценарием) транспортной операции.

Рассмотрим несколько примеров схемных решений МТА, в первую очередь реализуемых в текущих космических программах, и перспективных схемных решений, представляющих наибольший интерес.

Если рассматривать схему полета как схемообразующий признак, то простейшим решением с точки зрения ее реализации является схема с использованием одного включения МТА, которым сообщается импульс, необходимый для перехода на заданную орбиту. Такой импульс может быть сообщен на низкой опорной околоземной орбите для перехода на эллиптическую орбиту с высотой перицентра, равной высоте опорной орбиты, или на промежуточную орбиту для достижения рабочей орбиты (например, геостационарной). Такая схема впервые была использована в отечественной космонавтике для полета к Луне, в которой для перехода на эллиптическую орбиту с высотой апоцентра, обеспечивающей достижение Луны, использовался блок «Е», запускаемый на опорной орбите, в перицентре эллиптической орбиты. Иллюстрацией такой схемы может быть также использование МТА РМ-Д для выведения на геопереходную орбиту полезных

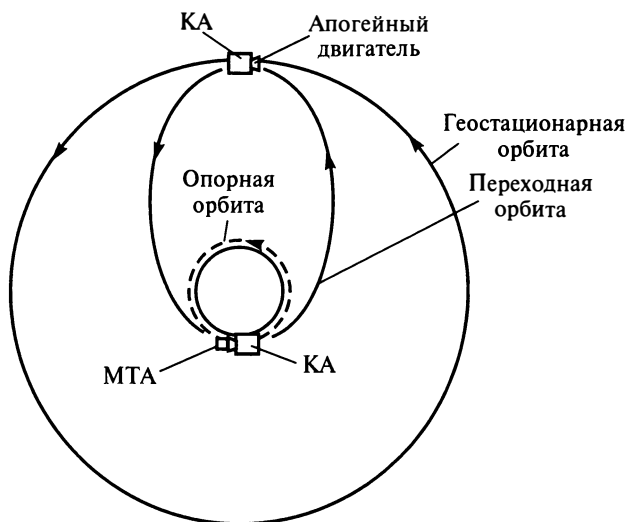


Рис. 22.1. Схема одноимпульсного перехода

грузов с опорной орбиты с борта ТКА Space Shuttle (рис. 22.1). В такой схеме переход на рабочую орбиту осуществляется с помощью ДУ КА. Другим примером использования МТА с одним включением является схема, когда на переходную к рабочей орбите выведение обеспечивается за счет энергетики РН, а при достижении рабочей орбиты для перехода на нее используется МТА (апогейный двигатель). Иллюстрацией такой схемы является выведение на геопереходную орбиту полезного груза с использованием энергетики РН Ariane, а для перехода на рабочую (геостационарную) орбиту используется МТА (или, если все функции управления реализуются бортовыми системами ИСЗ, МТА может быть представлен в его простейшем виде — апогейным двигателем). Такая схема позволяет использовать однократно запускаемый двигатель, в том числе и РДТТ.

В отечественной практике более широкое применение нашла схема перелета с использованием МТА с двумя включениями ДУ (рис. 22.2, а), когда первое включение обеспечивает импульс в перигеии переходной орбиты, а второй — в апоцентре для перехода на рабочую орбиту. Иллюстрацией такой схемы являются практически все полеты РКН «Протон» при выведении ИСЗ на геостационарную орбиту, в составе которой использовались блоки «Д» и «ДМ», а позднее блок «Бриз-М». Для реализации такой схемы необходимо, чтобы ДУ МТА допускал, как минимум, два запуска или был выполнен по двухступенчатой схеме.

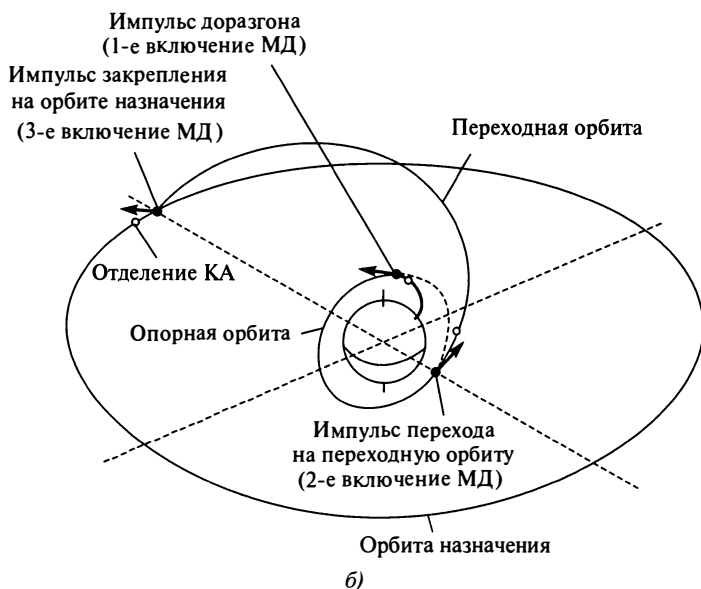
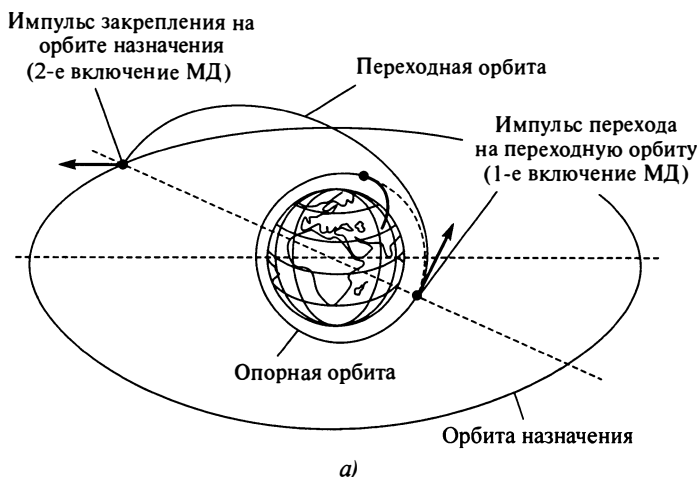


Рис. 22.2. Схемы переходов с несколькими импульсами:
МД — маршевый двигатель

Следует заметить, что многократный запуск ДУ МТА позволяет реализовывать и более сложные (трехимпульсные и более) схемы полета, в которых введение дополнительных переходных орбит обеспечивает снижение гравитационных потерь скорости. Примером этому

является схема выведения на ГСО с использованием в составе РКН «Протон» МТА «Бриз М», при реализации которой благодаря двум переходным орбитам и сообщению разгонных импульсов в перигее каждой удастся снизить гравитационные потери скорости со 183,5 до 43,6 м/с, увеличив конечную массу на ГПО на 4,4 %. Дополнительное включение ДУ МТА может использоваться и для «довыведения» орбитального блока на опорную орбиту, что позволяет более рационально использовать энергетику РКН. Примерами такого подхода могут служить схемы полета РКН Atlas-Centaur и РКН «Протон» — «Бриз-М» (рис. 22.2, б).

При нескольких маневрах, начиная с двух, энергетически выгодным может оказаться полтораступенчатая или двух- и более ступенчатые схемы МТА. Показательным в этом смысле являются отечественный МТА «Бриз-М», который используется в составе РКН «Протон» для выведения КА на геостационарную орбиту. В этой конфигурации (см. рис. 22.2, б) после завершения маневра по переводу КА на геопереходную орбиту сбрасывается дополнительный топливный бак, благодаря которому схема и получила название «полтораступенчатой». Примером двух- и более ступенчатого схемного решения является вышеупомянутый МТА IUS.

Имеет свою специфику проблема выбора типа ДУ и компонентов топлива для химических ракетных двигателей. Прежде всего, существенно расширяется перечень типов ДУ, предназначенных для применения в составе МТА, за счет использования ДУ малой тяги (в первую очередь электроракетных двигателей) и, в перспективе, за счет ЯРД. По ряду причин при формировании многоступенчатых схемных решений целесообразным может быть использование комбинации ступеней с ДУ большой тяги (ЖРД или РДТТ) и ступеней с ДУ малой тяги (ЭРД). Такая комбинация может быть выгодной с точки зрения безопасного преодоления радиационных поясов и достижения компромисса между массой полезного груза и временем перелета.

На использование высокоэффективных криогенных ЖРД накладывается жесткое ограничение время пребывания в космическом пространстве, что связано с большими трудностями предотвращения тепловых потерь криогенного компонента. Требования по надежности реализации программы могут привести к использованию энергетически менее эффективных двигателей, например, РДТТ.

Для высокоэнергетических экспедиций, с точки зрения уменьшения бортовых запасов топлива, представляют большой интерес схемные решения с использованием для переходов внешних источников энергии, таких как силы тяготения небесных тел (гравитационных маневров) для формирования переходных орбит, силы аэродинамического сопротивления (аэродинамических маневров) для гашения

скорости в маршрутах с возвращением на Землю и/или при переходе на орбиту искусственного спутника небесного тела, обладающего атмосферой, давления солнечного света.

Для межорбитальных транспортных аппаратов в окрестности Земли интерес представляет только один вариант гравитационного маневра — около Луны. Остальные гравитационные маневры относятся к межпланетным полетам.

Использование гравитационных маневров является объектом исследований для многих экспедиций, допускающих длительные перелеты, благодаря потенциальной возможности сокращения бортовых запасов топлива, а следовательно, и снижения массы всего аппарата. Однако следует иметь в виду ряд факторов, которые могут повлиять на принятие решения по их использованию. В частности, при пролете в окрестности Юпитера минимальная высота пролета будет определяться не плотностью атмосферы, а уровнем радиации (характерное значение — 700 000 км), а при меньших высотах нужна дополнительная защита. При полете к Марсу с использованием гравитационного маневра у Венеры существенно изменятся требования к системе обеспечения теплового режима. Следует также помнить, что из-за высокой чувствительности траекторий с гравитационными маневрами к вариации условий пролета вытекают повышенные требования к точности навигационных измерений и наведения КА.

Использование аэродинамических маневров (для торможения и изменения наклона орбиты) существенно сказывается, прежде всего, на конструктивно-компоновочной схеме, ввиду большого влияния на эффективность таких МТА его аэродинамических характеристик.

Проблемным для МТА, использующих аэродинамический маневр, является выбор конструктивного исполнения аэродинамического тормоза и теплозащитного покрытия. Это следует из того факта, что при входе в атмосферу Земли со скоростями, характерными для таких полетов, т.е. от 7,8 км/с (для изменения плоскости орбиты) до 10 км/с (приблизительная скорость входа при возвращении с геостационарной орбиты) и даже до 12 км/с, имеют место большие тепловые и механические нагрузки.

Известно, что снижение тепловой нагрузки возможно за счет существенного уменьшения баллистического коэффициента (увеличения «парусности») аппарата. Для достижения такого эффекта рассматриваются различные средства. Основными критериями для их выбора являются их масса и простота. В этой связи представляют интерес схемные решения, в которых используются дополнительные вспомогательные средства торможения (рис. 22.3): надувной баллон и Разворачиваемый аэродинамический экран.

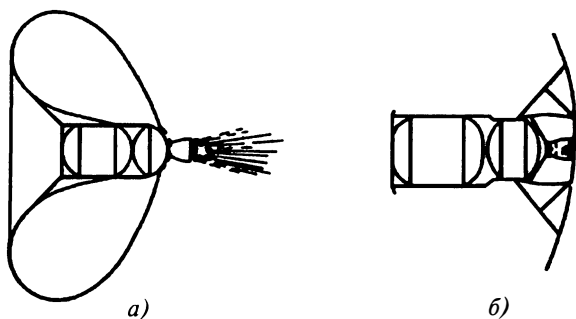


Рис. 22.3. МТА, оснащенные аэродинамическими средствами торможения:
а — схема с надувными устройствами; *б* — схема с разворачиваемым тормозным экраном

Тормозной агрегат, представляющий собой наполненный газом мешок (рис. 22.3, *а*), позволяет резко уменьшить баллистический коэффициент МТА, что делает возможным осуществление торможения на высотах около 80 км. Большие высоты начала торможения позволяют обойтись без абляционной теплозащиты. Варьируя размеры мешка, можно регулировать величину сопротивления, реагируя таким образом на разброс плотности атмосферы.

Согласно второму варианту (рис. 22.3, *б*) для торможения используется разворачиваемый экран зонтичного типа. Поскольку маневр осуществляется на гиперзвуковых скоростях, весь аппарат вместе с ПН находится в аэродинамической тени и тепловой нагрузки практически не испытывает. При таком схемном решении имеется возможность получить некоторое аэродинамическое качество, которое можно использовать для управления вектором скорости при движении в атмосфере.

Кратность использования материальной части МТА предполагает возможность создания не только традиционных в настоящее время одноразовых аппаратов, но также и многоразовых (т.е. МТА с многократным использованием материальной части). Это является логическим развитием средств космической транспортировки, диктуемым, с одной стороны, увеличивающимся грузопотоком на высокоэнергетические орбиты, а с другой стороны, тем фактом, что многоразовые МТА технически реализуемы более просто по сравнению с летательными аппаратами, используемыми на маршруте «Земля — низкая околоземная орбита — Земля».

Для многоразовых МТА принципиально новым признаком схемного решения является место базирования. Предполагается возможность использования в процессе эксплуатации МТА не только

средств обслуживания наземного базирования (в первую очередь средств заправки), а и средств космического базирования. Особенности этих мест базирования можно представить следующим образом.

При наземном базировании все основные работы по обслуживанию МТА, заправке, осмотру, ремонту и т.п. проводятся на Земле, и аппарат или отдельные его блоки (варианты с двумя и более ступенями) транспортируются на околоземную орбиту в составе РКН. После выполнения задачи МТА возвращается на Землю (например, на борту космического самолета) для проведения цикла ремонтно-восстановительных работ перед очередным полетом.

При космическом базировании МТА целиком или частями доставляется в незаправленном виде в составе РКН или на борту космического самолета на низкую околоземную орбиту, где осуществляются его окончательная сборка и заправка топливом. При этом все последующие заправки и ремонтно-восстановительные работы также осуществляются на орбите. При космическом базировании представляется возможным существенно уменьшить массу силовой конструкции, так как МТА выводится на орбиту без топлива, а максимальная перегрузка при межорбитальных полетах не будет превышать 0,3, а также уменьшить массу теплозащиты (исключаются проблемы, связанные с обмерзанием криогенных баков и с аэродинамическим нагревом при выведении).

Принцип управления, принятый в качестве схемообразующего признака, предполагает, как минимум, три варианта:

- автономное управление за счет бортовых средств аппарата;
- дистанционное управление с Земли или с борта орбитальной станции;
- управление оператором, находящимся на борту МТА.

Автономное управление, характерное для современных МТА, может использоваться только в достаточно простых транспортных задачах. По мере развития космической инфраструктуры, когда ее центральным звеном является долговременная орбитальная станция, появляется упомянутый ранее круг задач, связанный как непосредственно с ее обслуживанием, так и с обслуживанием других космических объектов инфраструктуры. Решение таких задач представляется более целесообразным с использованием дистанционно управляемых МТА, полагая, что управление может осуществляться как с Земли, так и с борта КА, в первую очередь с борта орбитальной станции.

Усложнение операций по сборке и обслуживанию крупных объектов космической инфраструктуры потребует участия в этих работах человека-оператора, т.е. наличия в составе инфраструктуры пилотируемых МТА. Это относится как к операциям на низкой околоземной

орбите, так и на других, в том числе высокоэнергетических орбитах, например, геостационарной.

Проблема выбора схемного решения, являясь одной из первых в общем перечне проектных задач ввиду очевидной проблемы ее формализации, остается одной из сложных и ответственных, так как во многом определяет основные характеристики и технико-экономические показатели программы.

В качестве критериев эффективности для принятия решения в процессе выбора схемного решения используются различные показатели эффективности, в частности, стоимость программы транспортной операции, стоимость пуска, удельная стоимость выведения, относительная масса полезного груза, энергозатраты на реализацию перелета и др. Достоинства и недостатки методических подходов при использовании тех или иных критериев в целом такие же, как и в задачах выбора схемных решений РН.

На практике выбор схемного решения МТА сводится к вариантным расчетам, базирующимся на опыте разработчиков, учитывающем возможности РН, технологический задел и, конечно, динамику программ космической транспортировки.

Список литературы

22.1. Сердюк В.К., Толяренко Н.В. Межорбитальные транспортные аппараты (Итоги науки и техники, серия «Ракетостроение и космическая техника»). М.: ВИНТИ, 1995. 288 с.

22.2. Космонавтика: Энциклопедия / гл. ред. В.П. Глушко. М.: Сов. энциклопедия, 1985. 528 с.

22.3. Уманский С.П. Ракеты-носители. Космодромы. М.: Рестарт+, 2001. 216 с.

22.4. Баллистические ракеты и ракеты-носители: пособие для студентов вузов / О.М. Алифанов, А.Н. Андреев, В.Н. Гущин и др.; под ред. О.М. Алифанова. М.: Дрофа, 2004.

ОЦЕНКА ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ЗАТРАТ НА МЕЖОРБИТАЛЬНЫЕ МАНЕВРЫ

Методический подход к определению энергозатрат. Маневры по переходу между орбитами, имеющими общие точки. Маневры по переходу между околокруговыми орбитами. «Быстрые» перелеты. Маневр по переходу между эллиптическими компланарными орбитами. Маневры по сближению МТА с другим космическим объектом. Переход между околокруговыми орбитами с использованием ЭРД. Маневры по переходу между высокой и низкой орбитами с использованием атмосферы

Для решения задач проектирования МТА, в первую очередь связанных с их массовыми характеристиками, необходимо определить энергетические затраты на переход из одной области космического пространства в другую с выполнением ряда граничных условий. Учитывая конечную точность решения таких задач, в основу *методического подхода* к их решению положено допущение о втором порядке малости таких эффектов, как нецентральность гравитационных полей, сопротивление верхних слоев атмосферы, давление солнечного света и т.д., что позволяет не учитывать их в расчетах.

Из приведенного перечня задач, возлагаемых на МТА в настоящее время, подавляющее большинство относятся к задачам, которые с точки зрения определения проектно-баллистических характеристик решаются методами теории движения летательных аппаратов в поле тяготения одного притягивающего центра.

Известно, что при движении в центральном поле одного притягивающего центра управляемое невозмущенное движение летательного аппарата описывается следующим векторным дифференциальным уравнением:

$$\ddot{\vec{r}} = -\frac{\mu}{r^3} \vec{r} + \frac{\vec{P}}{m}, \quad (23.1)$$

где $\vec{r}$ — текущий радиус-вектор; μ — гравитационная постоянная притягивающего центра; $\vec{P}$ — вектор тяги ракетного двигателя; m — текущая масса аппарата.

Известно также, что решение уравнения управляемого невозмущенного движения может быть найдено при задании начальных условий маневра и закона изменения вектора тяги по времени.

Под маневром будем понимать управляемое движение, в результате которого МТА (вместе с полезным грузом или без него) переходит из начального (t_0, r_n, v_n, i_n) в конечное состояние (t_k, r_k, v_k, i_k) . Траекторию, связывающую начальную и конечную (или промежуточную) орбиты, называют переходной траекторией, или переходной орбитой.

Изменение параметров орбиты можно осуществлять с помощью одного или нескольких импульсов. Одноимпульсный переход с орбиты на орбиту возможен только в случае, когда орбиты имеют по крайней мере одну общую точку. Импульсы скорости, сообщаемые МТА, могут располагаться в плоскости начальной орбиты (компланарные маневры) или вне ее (пространственные или некомпланарные маневры). В результате выполнения маневра по изменению параметров орбиты космический объект переходит на некоторую другую конечную орбиту.

Ниже представлены решения задач оценки энергетических характеристик маневра по величине потребного запаса характеристической скорости, что реализуется в основном по приближенным аналитическим соотношениям либо численными методами, обеспечивающими точность, достаточную для проектной проработки различных схемных решений МТА, особенно с целью сравнительного анализа.

В круг задач, представленных ниже, из всего возможного многообразия включены задачи по оценке энергетических затрат для схем межорбитальных переходов, представляющие наибольший практический интерес в настоящее время, а также в постановочном плане задача аэробаллистического маневра, относящаяся к перспективным и недостаточно глубоко изученным задачам.

Маневры по переходу между орбитами, имеющими общие точки (в случае касания или пересечения). Это единственный вид маневра (рис. 23.1), который может быть обеспечен одним импульсом. Величина потребного для такого перехода изменения скорости (для разгона или торможения) в импульсной постановке задачи определяется векторной разностью скоростей МТА на конечной и начальной орбитах в точке приложения импульса:

$$\Delta v_{им} = v_{пк} - v_{п0} = \sqrt{\frac{\mu}{r_0} \left(\frac{2r_\alpha}{r_0 + r_\alpha} - 1 \right)}, \quad (23.2)$$

где $v_{п0}$, $v_{пн}$, $v_{п\alpha}$ — скорости на начальной круговой орбите, в перигеентре и апоцентре конечной орбиты соответственно; r_0 , r_α — ра-

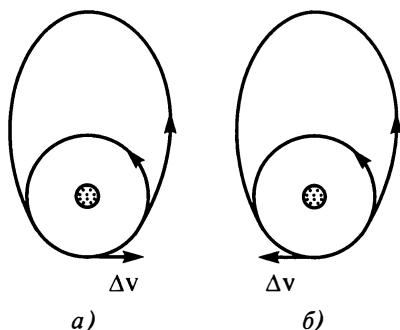


Рис. 23.1. Одноимпульсные переходы:

а — с круговой орбиты на эллиптическую; *б* — возвращение с эллиптической орбиты на круговую

диусы начальной круговой, в перигенте и апоцентре конечной орбиты соответственно; μ — гравитационная постоянная притягивающего центра.

Определенное по формуле (23.2) импульсное изменение скорости соответствует компланарному переходу с низкой круговой на эллиптическую орбиту. Отметим, что для возвращения на исходную орбиту (см. рис. 23.1, *а*) потребуется такое же изменение скорости.

Одним импульсом также возможен и переход на орбиту с другим наклонением. Приращение скорости в этом случае

$$\Delta v_i = 2v_0 \sin \frac{\Delta i}{2}, \quad (23.3)$$

где v_0 — скорость в точке приложения импульса, которая должна совпадать с узлом орбиты; Δi — изменение наклонения.

Одним импульсом возможна реализация маневра по переходу на эллиптическую орбиту с одновременным изменением наклонения плоскости орбиты. Однако такой переход с энергетической точки зрения, как правило, является невыгодным.

Маневры по переходу между околокруговыми орбитами. Различают два типа переходов между круговыми орбитами: компланарные (когда обе орбиты находятся в одной плоскости) и некомпланарные (когда орбиты находятся в разных плоскостях).

При компланарном переходе минимальное количество импульсов равно двум, так как две круговые орбиты, находящиеся в одной плоскости, не пересекаются. Естественным вариантом переходной орбиты является эллипс минимальной энергии (рис. 23.2), касающийся в

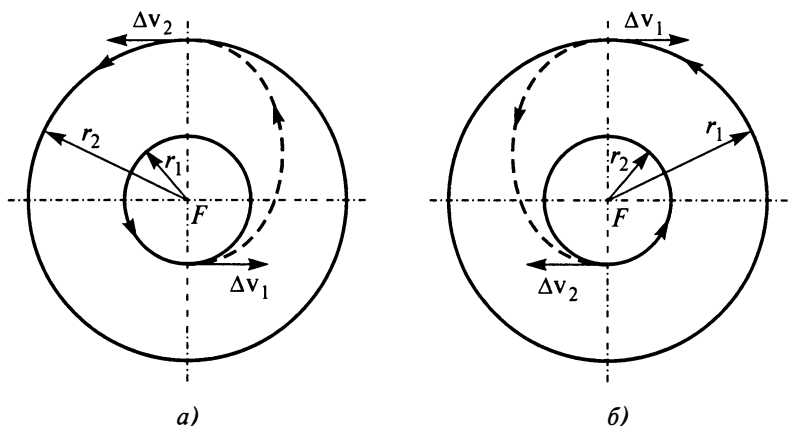


Рис. 23.2. Компланарные маневры по полуэллипсам Гоманна:

a — с орбиты меньшего радиуса на орбиту большего радиуса; *b* — с орбиты большего радиуса на орбиту меньшего радиуса

апоцентре и перицентре круговых орбит (эллипс Гоманна). Требуемые импульсные приращения скорости в перицентре и апоцентре соответственно:

$$\Delta v_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \left(\sqrt{\frac{2r_2}{r_1 + r_2}} - 1 \right); \quad (23.4)$$

$$\Delta v_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} \left(1 - \sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}} \right), \quad (23.5)$$

а суммарное требуемое импульсное приращение скорости на переход

$$\Delta v_{\Sigma} = \Delta v_1 + \Delta v_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \left(\sqrt{\frac{2r_2}{r_1 + r_2}} - 1 \right) + \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} \left(1 - \sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}} \right). \quad (23.6)$$

Время, затрачиваемое на переход в соответствии с третьим законом Кеплера,

$$t_{\text{пер}} = \frac{\pi}{\sqrt{\mu}} a^{3/2}, \quad (23.7)$$

где $a = (r_1 + r_2)/2$ — длина большой полуоси эллипса.

Как следует из формулы (23.7), для заданной планеты величина суммарного импульса зависит от соотношения радиусов конечной

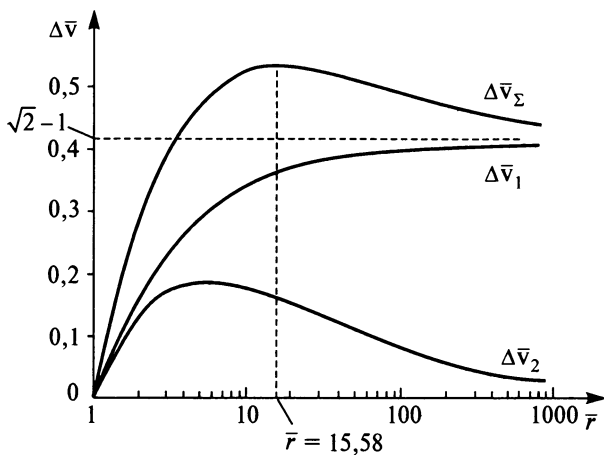


Рис. 23.3. Характеристики перехода между круговыми орбитами по полуэллипсам Гоманна

и начальной орбит $\bar{r} = \frac{r_2}{r_1}$ (рис. 23.3). Из механики космического полета известно, что величина суммарного импульса достигает максимума ($\Delta v_\Sigma = 0,536v_{кр1}$) при $\bar{r} = 15,58$, а ее предел при бесконечном удалении от притягивающего центра соответственно равен $\Delta v_\Sigma \approx 0,414v_{кр1}$.

В современной практике интерес представляют трехимпульсные (биэллиптические) переходы между компланарными орбитами. С помощью первого разгонного импульса аппарат переводится на эллиптическую орбиту, радиус перицентра которой равен радиусу начальной круговой орбиты. В апоцентре этой эллиптической орбиты, радиус которого больше радиуса круговой орбиты, прикладывается второй, тоже разгонный импульс скорости для увеличения радиуса перицентра до величины, равной радиусу конечной орбиты. При достижении перицентра прикладывается третий (тормозной) для выравнивания скорости до круговой (рис. 23.4, а).

Суммарное приращение скорости на такой маневр

$$\Delta v_\Sigma = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \left\{ \sqrt{\frac{2\bar{r}_\alpha}{1+\bar{r}_\alpha}} - 1 + \frac{1}{\sqrt{\bar{r}_\alpha}} \left(\sqrt{\frac{2\bar{r}}{\bar{r}+\bar{r}_\alpha}} - \sqrt{\frac{2}{1+\bar{r}_\alpha}} \right) \pm \frac{1}{\sqrt{\bar{r}}} \left(\sqrt{\frac{2\bar{r}_\alpha}{\bar{r}+\bar{r}_\alpha}} - 1 \right) \right\}. \quad (23.8)$$

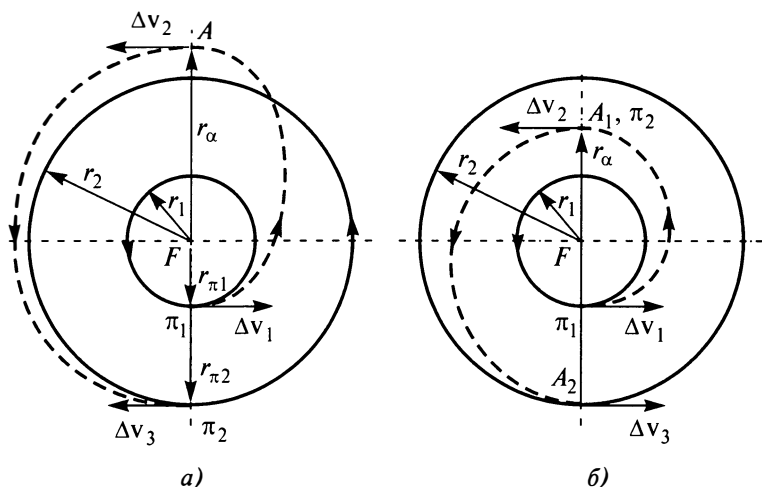


Рис. 23.4. Схема трехимпульсного перехода между круговыми орбитами [2]:
a — с пересечением конечной орбиты; *б* — без пересечения рабочей орбиты

Здесь, в соответствии с рис. 23.4, *a*:

$$\bar{r} = \frac{r_2}{r_1} \quad \text{и} \quad \bar{r}_\alpha = \frac{r_\alpha}{r_1}.$$

При фиксированных радиусах исходной и конечной круговых орбит r_1 и r_2 суммарное приращение скорости зависит от радиуса апоцентра первого переходного эллипса r_α .

Очевидный интерес имеет сравнение этой величины с суммарным импульсом для перехода между такими же начальной и конечной орбитами по полуэллипсу Гоманна. Результаты исследований этой задачи, выполненных в рамках теории космического полета, следующие:

- если высота апоцентра первого переходного эллипса меньше высоты круговой орбиты (см. рис. 23.4, *б*), то суммарное приращение скорости оказывается больше, чем в случае двухимпульсной траектории перелета по полуэллипсу Гоманна;
- при $1 < \bar{r} < 11,94$ выгоднее использовать двухимпульсный перелет по полуэллипсу Гоманна;
- при $11,94 < \bar{r} < 15,58$ можно выбрать такую величину радиуса апоцентра первого переходного полуэллипса, при которой трехимпульсный перелет будет экономичнее двухимпульсного перелета по полуэллипсу Гоманна;

- при $\bar{r} > 15,58$ трехимпульсный перелет с любым радиусом апоцентра $\bar{r}_\alpha > \bar{r}$ экономичнее, чем двухимпульсный перелет по полуэллипсу Гоманна.

Следует иметь в виду также два других результата, полученные в вышеупомянутых исследованиях:

- выигрыш, получаемый при использовании трехимпульсного перелета вместо гоманновского, в наилучшем случае не превышает 8 % от суммарного приращения скорости двухимпульсного перелета;

- время на трехимпульсный маневр в несколько раз больше, чем время на двухимпульсный маневр (например, при высоте апогея $r_\alpha \approx 100\,000$ км время на трехимпульсный маневр составляет около 50 ч по сравнению с приблизительно 6 ч при гоманновском переходе).

«Быстрые» перелеты. Время маневров, использующих перелет по полуэллипсу Гоманна, для некоторых прикладных задач может оказаться неприемлемым из-за его существенной продолжительности. Одним из решений, позволяющих сократить время перелета, являются перелеты, в которых переходный эллипс имеет радиус, превышающий радиус апоцентра гоманновского эллипса, т.е. переходный полуэллипс пересекает внешнюю круговую орбиту. Из множества возможных траекторий перелета ниже рассмотрен только один случай, когда траектория касается внутренней круговой орбиты и пересекает внешнюю (рис. 23.5). В этом случае исключается участок движения вблизи апоцентра переходного эллипса, который существенно увеличивает время перелета по полуэллипсу Гоманна.

Потребное приращение скорости, как и в предыдущих случаях, представляет собой сумму величин первого и второго импульсов скорости:

$$\Delta v_\Sigma = \Delta v_1 + \Delta v_2. \quad (23.9)$$

Величина первого импульса вычисляется по формуле:

$$\Delta v_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \sqrt{\frac{2r_\alpha}{1+r_\alpha}} - 1. \quad (23.10)$$

Величину второго импульса скорости можно определить из треугольника скоростей в точке пересечения переходной орбиты с заданной круговой орбиты радиусом r_2 :

$$\Delta v_2 = \sqrt{v_{\text{кр}2}^2 + v_2^2 - 2v_2 v_{\text{кр}2} \cos \theta_2}, \quad (23.11)$$

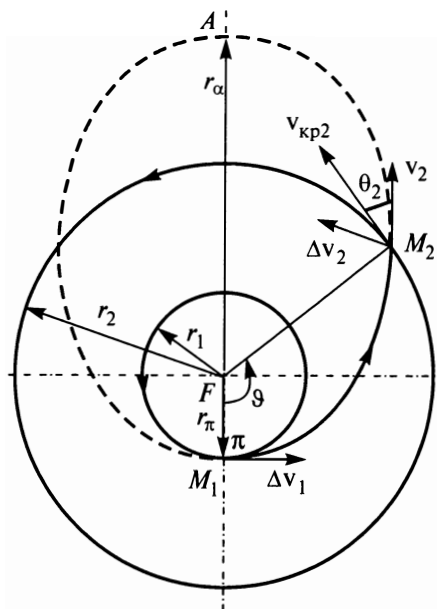


Рис. 23.5. Схема «быстрого» перехода [23.2]

или с учетом рис. 23.5,

$$\Delta v_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \left\{ \frac{1}{\bar{r}} \sqrt{1 + \frac{2(1 + \bar{r}_\alpha - \bar{r})}{1 + \bar{r}_\alpha}} - 2 \sqrt{\frac{2\bar{r}_\alpha}{\bar{r}(1 + \bar{r}_\alpha)}} \right\}. \quad (23.12)$$

Время такого перелета можно вычислить по формуле

$$t_{\text{пер}} = \left(\frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} r_1^{3/2} \right) \left\{ \frac{(1 + \bar{r})^{3/2}}{2\sqrt{2}\pi} \left[\arctg \sqrt{\frac{\bar{r} - 1}{\bar{r}_\alpha - \bar{r}}} - \frac{\sqrt{(\bar{r} - 1)(\bar{r}_\alpha - \bar{r})}}{1 + \bar{r}_\alpha} \right] \right\}. \quad (23.13)$$

Сокращение времени таких перелетов по сравнению со временем перелета по полуэллипсу Гоманна может быть весьма существенным и зависит от величины суммарного приращения скорости. В частности, если увеличить суммарный импульс по сравнению с суммарным импульсом по полуэллипсу Гоманна в 1,3 раза, время перелета сократится приблизительно в 3 раза.

При **некомпланарном** переходе, который необходимо использовать в случаях, когда начальная и конечная орбиты лежат в разных плоскостях, возникает необходимость в маневре с поворотом плоскости орби-

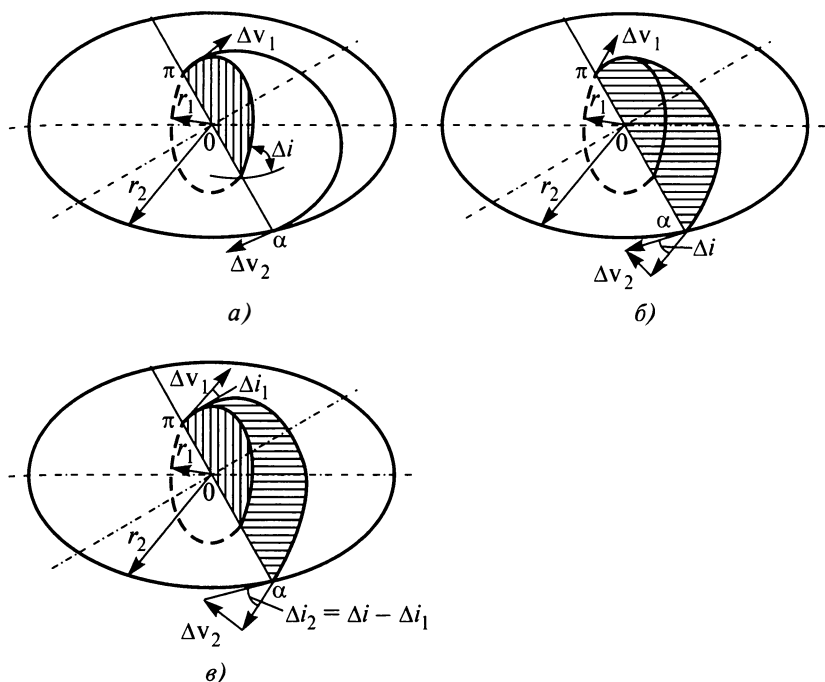


Рис. 23.6. Распределение импульсов скорости при двухимпульсном переходе между некомпланарными орбитами [23.1]

ты (рис. 23.6). Величина вектора импульсного приращения скорости для реализации двухимпульсного маневра вычисляется по формуле

$$\Delta \bar{v} = \bar{v}_2 - \bar{v}_1, \quad (23.14)$$

где $\bar{v}_2$, $\bar{v}_1$ — векторы скорости в точке маневра на конечной и начальной орбите соответственно.

Величина импульса скорости

$$\Delta v = \sqrt{v_2^2 + v_1^2 - 2v_2v_1 \cos \Delta i}, \quad (23.15)$$

где Δi — угол поворота плоскости орбиты.

При реализации двухимпульсного перехода изменение плоскости орбиты возможно при реализации как каждого импульса (см. рис. 23.6, в), так и одного из них (в перигеетре рис. 23.6, а) или в апоцентре (рис. 23.6, б). Таким образом, необходимо определить такое распределение угла некомпланарности Δi на составные части, реали-

зуемые в перигентре и апоцентре переходного эллипса, Δi_π и Δi_α , при котором потребный суммарный импульс был бы минимальный.

Величина суммарного импульса с учетом (25.4), (25.5) и (25.15) запишется в следующем виде:

$$\Delta v_\Sigma = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \sqrt{\frac{1+3\bar{r}}{1+\bar{r}}} - 2\sqrt{\frac{2\bar{r}}{1+\bar{r}}} \cos \Delta i_\pi + \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \frac{1}{\sqrt{\bar{r}}} \sqrt{\frac{3+\bar{r}}{1+\bar{r}}} - 2\sqrt{\frac{2}{1+\bar{r}}} \cos \Delta i_\alpha. \quad (23.16)$$

Для заданных величин относительного радиуса $\bar{r}$ существует оптимальный угол Δi_π , обеспечивающий минимум суммарного импульса. Из механики космического полета известно, что в интересных для практики случаях эта величина не превышает несколько градусов. В частности, при повороте плоскости орбиты на 51° , что характерно при старте с Байконура и выведении КА на геостационарную орбиту, близкое к оптимальному решение дает следующее распределение:

$$\Delta i = \Delta i_\pi + \Delta i_\alpha = 3^\circ + 48^\circ. \quad (23.17)$$

Некоторое уменьшение энергетических затрат при выведении на геостационарную орбиту возможно при использовании трехимпульсной схемы выведения с тремя поворотами плоскости орбиты. В этом случае, как было указано выше, в схему выведения вводится дополнительный эллипс с высотой орбиты, превышающей высоту геостационарной орбиты. Суммарное потребное приращение скорости при этом определяется формулой

$$\begin{aligned} \Delta v_\Sigma = & \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \left\{ \sqrt{\frac{1+3\bar{r}_\alpha}{1+\bar{r}_\alpha}} - 2\sqrt{\frac{2\bar{r}_\alpha}{1+\bar{r}_\alpha}} \cos i_1 + \right. \\ & + \sqrt{\frac{2}{\bar{r}_\alpha}} \sqrt{\frac{1}{1+\bar{r}_\alpha} + \frac{\bar{r}_\alpha}{\bar{r} + \bar{r}_\alpha}} - 2\sqrt{\frac{\bar{r}}{(1+\bar{r}_\alpha)(\bar{r} + \bar{r}_\alpha)}} \cos i_2 + \\ & \left. + \frac{1}{\sqrt{\bar{r}}} \sqrt{\frac{\bar{r} + 3\bar{r}_\alpha}{\bar{r} + \bar{r}_\alpha}} - 2\sqrt{\frac{2\bar{r}_\alpha}{\bar{r} + \bar{r}_\alpha}} \cos i_3 \right\}, \end{aligned} \quad (23.18)$$

где $\bar{r} = \frac{r_2}{r_1}$, $\bar{r}_\alpha = \frac{r_\alpha}{r_1}$; i_1 , i_2 , i_3 — углы поворота плоскостей в моменты приложения соответствующих импульсов. Их сумма равна заданному углу поворота:

$$i = i_1 + i_2 + i_3. \quad (23.19)$$

При оптимальном маневре основное изменение наклона плоскости орбиты i_2 осуществляется в апогее переходного полуэллипса. При первом и третьем маневрах изменения наклона очень незначительны. Выигрыш, естественно, будет тем больше, чем выше высота апогея этого дополнительного эллипса. Однако этот выигрыш не столь существенный, чтобы иметь практический интерес, так как даже при высоте апоцентра порядка 400 000 км он составляет около 300 м/с, а время перелета увеличивается до 11 сут.

В задачах перехода между орбитами с целью встречи с объектом, находящимся на другой орбите, или попадания в определенную точку этой другой орбиты по другим соображениям используются орбиты фазирования. В частности, такие орбиты иногда вынуждены использовать при выведении КА на геостационарную орбиту в заданную точку стояния. Использование такой дополнительной промежуточной орбиты связано с тем, что для перехода, например, по эллипсу минимальной энергии в заданную точку возникает потребность в получении определенной величины фазового угла (углом между радиус-вектором МТА в начале перехода на геопереходную орбиту и направлением на заданную точку в этот момент времени). Для получения требуемого фазового угла выведение осуществляется на специальные орбиты, которые называют фазирющими (или орбитами фазирования (рис. 23.7)). Время ожидания на этой орбите оптимальной

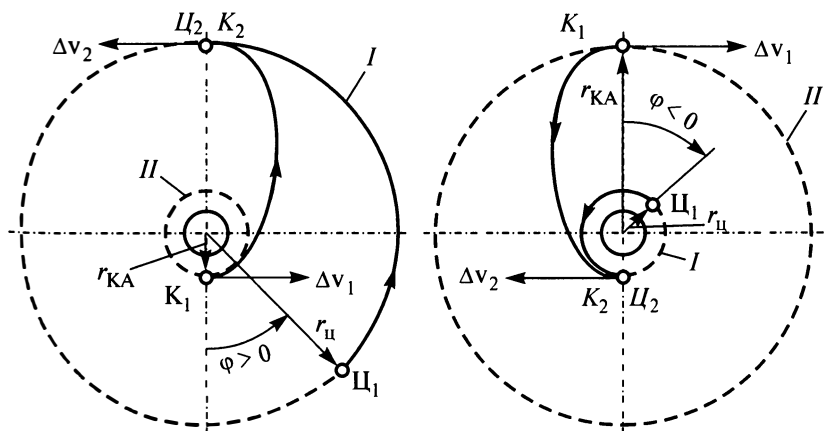


Рис. 23.7. Фазирющие орбиты [23.2]:

I — орбита цели; II — орбита КА; $Ц_1$, $Ц_2$ — первая и вторая цели соответственно; K_1 , K_2 — место сообщения первого и второго импульсов соответственно; r_{KA} , $r_{ц}$ — радиус орбиты КА и цели соответственно; φ — фазовый угол

величины фазового угла u называется временем фазирования, которое с учетом обозначений на рис 23.7 определяется по формулам:

для перехода на внешнюю орбиту

$$T_{\Phi} = \frac{r_1^{3/2}}{\sqrt{\mu}(1 - \bar{r}^{3/2})}(u_0 - u_{\Phi}), \quad (23.20)$$

для перехода на внутреннюю орбиту

$$T_{\Phi} = \frac{r_1^{3/2}}{\sqrt{\mu}(\bar{r}^{3/2} - 1)}(u_0 - u_{\Phi}), \quad (23.21)$$

где $\bar{r} = \frac{r_1}{r_2}$.

Маневр по переходу между эллиптическими компланарными орбитами. В отличие от круговых, эллиптические орбиты могут: не пересекаться, иметь точку касания или точки пересечения (рис. 23.8). В этих случаях возможен одноимпульсный переход, который в общем случае не будет оптимальным по затратам скорости. Для практических целей рассматриваются, как правило, двух- и трехимпульсные переходы. Наиболее просто оцениваются потребные импульсы скорости для двухимпульсных переходов.

Если ограничить все возможные схемы переходов между такими орбитами до совокупности, отвечающей следующим условиям:

- направления вращения одинаковы;
- угловые положения граничных точек переходной орбиты произвольные;
- орбиты не пересекаются и не имеют точки касания;
- линии апсид совпадают;
- минимальная суммарная скорость на переход достигается при двухимпульсном маневре при переходе из перицентра внутренней орбиты в апоцентр внешней (рис. 23.8, а), получим

$$\Delta v_{\Sigma} = \Delta v_1 + \Delta v_2; \quad (23.22)$$

$$\Delta v_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_{\pi 1}}} \left(\sqrt{\frac{2r_{\alpha 2}}{r_{\pi 2} + r_{\alpha 2}}} - \sqrt{\frac{2r_{\alpha 1}}{r_{\pi 1} + r_{\alpha 1}}} \right); \quad (23.23)$$

$$\Delta v_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_{\alpha 2}}} \left(\sqrt{\frac{2r_{\pi \alpha 2}}{r_{\pi 2} + r_{\alpha 2}}} - \sqrt{\frac{2r_{\pi \alpha 1}}{r_{\pi 1} + r_{\alpha 1}}} \right), \quad (23.24)$$

где $r_{\pi 1}$, $r_{\alpha 1}$ — радиус перицентра и апоцентра начальной орбиты соответственно; $r_{\pi 2}$, $r_{\alpha 2}$ — радиус перицентра и апоцентра конечной орбиты соответственно.

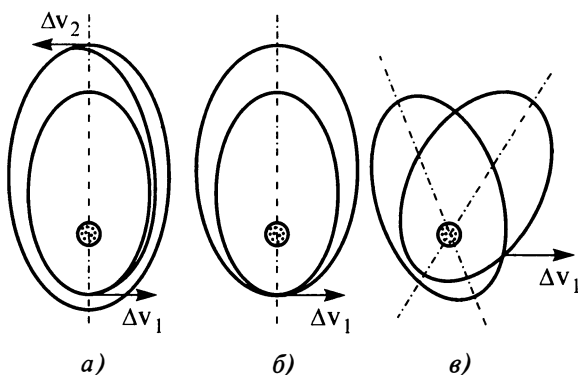


Рис. 23.8. Переходы между эллиптическими орбитами:

а — между непересекающимися орбитами; *б* — между касающимися орбитами; *в* — между пересекающимися орбитами

При касании (рис. 23.8, *б*) и пересечении (рис. 23.8, *в*) эллиптических орбит может быть реализован одноимпульсный переход. Если одна из пересекающихся орбит круговая, то оптимальным является двухимпульсный маневр.

Маневры по сближению МТА с другим космическим объектом, находящимся практически на той же орбите на некотором удалении, характерные для вышеупомянутых дистанционно управляемых аппаратов, реализуются по общепринятой схеме траекторий маневров ближнего сближения при удалении объектов на 10...30 км, маневров причаливания и непосредственно сборки.

На энергетические затраты при сближении влияют многие факторы, но наиболее значимыми из них являются условия по времени сближения. Математическая модель для таких маневров является предметом специальных разделов механики космических полетов и здесь рассматриваться не будет.

В качестве примера предлагается обсуждение этой проблемы с анализом результатов таких операций, что позволяет оценить порядок таких затрат для характерных операций при сближении с орбитальным объектом на низкой околоземной орбите. Отметим, прежде всего, что вышепредставленные двухимпульсные переходы для таких операций нерациональны, поскольку всегда будет иметь место ошибка в определении высоты орбиты МТА (например, для одной из используемых схем навигации это около 2 км по высоте и $0,01^\circ$ по наклонению). С учетом этого наиболее благоприятен по энергетике четырехимпульсный вариант сближения. Вначале МТА совершает биеллиптический переход с началь-

ной орбиты, высота перигея которой меньше высоты перигея орбиты объекта-цели на несколько километров, при этом в перигее прикладывается первый импульс сближения около 1,8 м/с. Вторым маневром в точке пересечения линий узлов орбит достигается окончательное совмещение плоскостей орбит. Характеристическая скорость этого маневра составляет 1,5 м/с. Третий маневр МТА осуществляет в перигее переходного эллипса, $\Delta v = 2,1$ м/с, что понижает апогей орбиты на 2 км и выравнивает высоты полета МТА и объекта-цели. Наконец, четвертым маневром $\Delta v = 2,1$ м/с в апогее совершается переход на круговую орбиту, выравнивая при этом основные векторы состояния МТА и объекта-цели. Суммарные затраты скорости на четырехимпульсную схему ближнего сближения при этом не превышают 8 м/с (в зависимости от реальных ошибок).

Причаливание и стыковка начинаются после сближения МТА и объекта-цели на расстояние 12...20 м. Для стратегии трехимпульсного причаливания по методу пропорционального сближения требуется характеристическая скорость 2,5 м/с. Первым импульсом 0,6 м/с МТА ускоряется в направлении объекта-цели, последний (также 0,6 м/с) импульс скорости позволяет избежать соударения МТА с целью. Оставшийся запас скорости $\sim 1,3$ м/с обеспечивает компенсацию ошибок рассогласования наклонения плоскостей орбит и потерь на реализацию законов управления причаливанием и сборкой.

Энергетические затраты на маневр по расстыковке с учетом возможностей современных систем с достаточной для проектных проработок точностью можно принять приблизительно равными 1,6 м/с. Такой маневр включает в себя: отход от объекта ($\Delta v = 0,6$ м/с), компенсацию ошибок положения и осуществление режима удержания ($\Delta v = 0,4$ м/с) и подтормаживание для удаления на безопасное расстояние ($\Delta v = 0,6$ м/с).

Переход между околокруговыми орбитами с использованием ЭРД. Реактивное ускорение МТА с ЭРД существенно меньше по сравнению с МТА, использующими химические двигатели. Это, как известно, связано ограничением по мощности имеющейся на борту энергетической установки, энергия которой используется для создания реактивного ускорения. Реально его величина находится в пределах $10^{-5} \dots 10^{-2}$ м/с², что на несколько порядков меньше ускорения свободного падения на поверхности Земли. В таком случае гравитационными потерями скорости пренебрегать нельзя, а приращение скорости имеет очень мало общего с характеристической скоростью. Таким образом, хотя характеристическая скорость для МТА с ЭРД определяет затраты топлива на маневр, но сама харак-

теристическая скорость существенно зависит от параметров аппарата и его двигательной установки.

Использование МТА с ЭРД для перехода между околокруговыми орбитами в окрестности планеты приводит к многовитковым спиралевидным траекториям. Время активного полета таких аппаратов во многих случаях может совпадать со временем полета. Из всего многообразия возможных схем перелета и режимов работы ЭРД ниже в качестве иллюстрации будет рассмотрен перелет с нерегулируемым двигателем. В этом случае минимум моторного времени соответствует минимальным затратам топлива.

При компланарном переходе, когда начальная и конечная орбиты близки к круговым, практичным и наиболее исследованным является так называемый трансверсальный закон направления нерегулируемой тяги. Такой маневр с помощью метода осреднения (когда траектория МТА представляется совокупностью оскулирующих круговых орбит, на которых угловая скорость МТА постоянна) может быть описан следующим соотношением:

$$\frac{dr}{du} = \frac{2r^3 a}{\mu}. \quad (23.25)$$

Текущее ускорение в таком случае можно записать в виде

$$a = \frac{P}{m_0 - \dot{m}t} = \frac{a_0}{1 - \frac{a_0}{W}t}. \quad (23.26)$$

В рамках упомянутого выше метода осреднения получено выражение для текущего радиуса орбиты

$$r = \left[\frac{1}{\sqrt{r_1}} + \frac{W}{\sqrt{\mu}} \ln \left(1 - \frac{a_0}{W}t \right) \right]^{-2}. \quad (23.27)$$

При заданных значениях начального и конечного радиусов орбит, скорости истечения и начального ускорения время работы двигателя (при непрерывном режиме работы) можно получить, воспользовавшись следующим соотношением:

$$t_{\text{дв}} = \frac{W}{a_0} \left\{ 1 - \exp \left[\frac{\sqrt{\mu}}{W} \left(\frac{1}{\sqrt{r_2}} - \frac{1}{\sqrt{r_1}} \right) \right] \right\}. \quad (23.28)$$

С учетом принятых допущений соотношение (23.28) полностью характеризует энергетические затраты для данного вида переходов.

Значение таких затрат для компланарного перехода в единицах характеристической скорости определяется следующим выражением:

$$v_{\text{хар}} = \sqrt{\mu} \left| \left(\sqrt{\frac{1}{r_1}} - \sqrt{\frac{1}{r_2}} \right) \right|, \quad (23.29)$$

а для перехода с изменением угла наклона плоскости на Δi , если в пределах витка использовать простую релейную программу ориентации тяги $|a| = \text{const}$ с переключением тяги на симметричное направление относительно плоскости орбиты в точках, где аргумент широты $u = \pm \pi / 2$,

$$v_{\text{хар}} = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \sqrt{1 - \frac{2 \cos(\pi \Delta i / 2)}{\sqrt{r_2 / r_1}}} + \frac{r_1}{r_2}. \quad (23.30)$$

Моторное время (соответствующее в этом случае времени полета) запишется в следующем виде:

$$t_{\text{дв}} = \frac{W}{a_0} \left\{ 1 - \exp \left[-\frac{v_{\text{хар}}}{W} \right] \right\}. \quad (23.31)$$

В выражениях (23.25)–(23.31) использованы следующие обозначения: μ — гравитационная постоянная Земли; P — тяга ДУ; W — скорость истечения рабочего тела ДУ; r_1 , r_2 — радиус-векторы исходной орбиты и орбиты назначения соответственно; m_0 , $\dot{m}$ — начальная масса аппарата и массовый расход рабочего тела ДУ соответственно.

Следует отметить, что численные значения скорости истечения рабочего тела и удельного импульса для ЭРД совпадают. В математических моделях МТА с ЭРД будет использоваться скорость истечения как более распространенный в научной литературе термин.

Маневры по переходу между высокой и низкой орбитами с использованием атмосферы. Этот маневр позволяет использовать атмосферу небесного тела для рассеивания избыточной энергии. Рассмотрим в качестве примера возвращение МТА с геостационарной орбиты с аэробаллистическим маневром в атмосфере Земли. Схема перелета в этом случае выглядит следующим образом (рис. 23.9): МТА своим первым тормозным импульсом переходит с исходной высокой круговой орбиты ИСЗ на промежуточную эллиптическую, перигей которой лежит ниже условной границы атмосферы Земли. За счет маневра в атмосфере Земли происходит уменьшение энергии МТА, а следовательно, и апогея орбиты до величины, равной высоте круговой конечной орбиты. В апогее вновь образованной после выхода из атмосферы

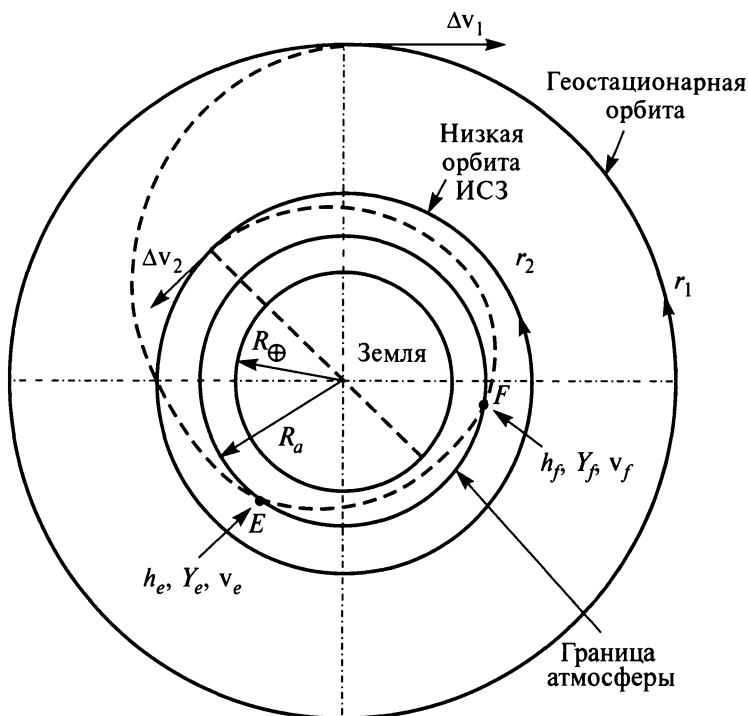


Рис. 23.9. Схема перехода между круговыми орбитами с использованием аэробаллистического маневра [23.3]:

E — точка входа в атмосферу; F — точка выхода из атмосферы

эллиптической орбиты МТА вторым включением своего двигателя выводится на конечную круговую орбиту. Экономия в запасах требуемой характеристической скорости может составлять более 2,2 км/с, что составляет приблизительно 25 % от общих затрат на перелет в оба конца.

Список литературы

- 23.1. **Механика** космического полета: учебник для вузов / М.С. Константинов, Е.Ф. Каменков, Б.П. Перельгин, В.К. Безвербый; под ред. В.П. Мишина. М.: Машиностроение, 1989. 408 с.
- 23.2. **Охотимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г.** Основы механики космического полета: учебное пособие. М.: Наука, 1990. 448 с.
- 23.3. **Сердюк В.К., Толяренко Н.В.** Межорбитальные транспортные аппараты (Итоги науки и техники, серия «Ракетостроение и космическая техника»). М.: ВИНТИ, 1995. 288 с.

23.4. **Сафранович В.Ф., Эмдин Л.М.** Маршевые двигательные установки космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1980. 406 с.

23.5. **Гришин С.Д., Захаров Ю.А., Оделевский В.К.** Проектирование космических аппаратов с двигателями малой тяги. М.: Машиностроение, 1990. 224 с.

23.6. **Хохулин В.С., Чумаков В.А.** Проектирование космических разгонных блоков с ЖРД: учебное пособие для курсового и дипломного проектирования. М.: МАИ, 2000. 72 с.

ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ МЕЖОРБИТАЛЬНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ АППАРАТОВ

Критерии эффективности. Основные проектные параметры. Массовые характеристики одноступенчатого МТА. Выбор топлива. Выбор начальной тяговооруженности. Граничная характеристическая скорость. Выбор проектных параметров МТА с ЭРД

МТА является фрагментом космической системы, предназначенным совместно с РКН для выполнения транспортных космических задач, и его так же, как и РКН, принято называть средством выведения. В функции МТА входит вторая часть транспортной операции: обеспечение всех маневров полезного груза в космическом пространстве после выведения его в составе РКН на некоторую опорную (исходную), как правило низкую околоземную орбиту. При этом, как уже отмечалось ранее, один и тот же МТА может использоваться в составе различных РКН и, кроме того, он может использоваться не для одной транспортной задачи, а для некоторой их совокупности. В такой совокупности задачи могут отличаться параметрами конечных орбит, массой полезного груза и т.д.

МТА как летательный аппарат является динамической системой, состояние которой при выполнении маневра описывается системой обыкновенных дифференциальных уравнений:

$$\frac{d\vec{s}}{dt} = f(\vec{s}, \vec{x}, \vec{y}, \vec{u}, t); \quad (24.1)$$

с вектором фазовых координат

$$\vec{s}(t_0) = \vec{s}_0; \quad \vec{s}(t_k) = \vec{s}_1, \quad (24.2)$$

где $\vec{x}$ — вектор неконтролируемых (проектантом) параметров, в частности представленных в составе исходных данных (например, масса полезного груза, маршрут полета и т.д.); $\vec{y}$ — вектор проектных параметров, т.е. контролируемых проектантом; с математической точки зрения вектор постоянных по времени управляющих параметров (например, начальная тяговооруженность); $\vec{u}(t)$ — законы управления МТА (вектор управляющих функций), обеспечивающие выполнение маневра; t — текущее время.

Под маневром понимается переход из начального положения $\vec{s}_0$ в конечное $\vec{s}_k$, начинающийся в момент t_0 и заканчивающийся в момент t_k с выполнением всех необходимых граничных условий в конце каждого активного участка траектории перелета. В частном случае вектор $\vec{s}_0$ представляет собой совокупность таких величин как начальный радиус орбиты r_n , начальная скорость v_n , начальный угол наклона i , а вектор $\vec{s}_k$ — эту же совокупность величин в конце перехода. Траекторию, связывающую начальную и конечную орбиты, называют переходной траекторией или переходной орбитой.

Под проектными параметрами МТА будем понимать величины, наиболее полно характеризующие его схемное решение, массу, форму и т.д., — те, по которым проектант принимает решения. С точки зрения математики — это вектор постоянных по времени управляющих параметров. Среди этих величин принято выделять наиболее значимые, в смысле их влияния на характеристики, называемые далее основными проектными параметрами.

Переходная траектория МТА определяется его проектными параметрами и законами управления (законы управления вектором тяги, величины тяги и т.д.). Очень важным является то обстоятельство, что после принятия решения по проектным параметрам их изменение по завершению проекта весьма затруднительно, в отличие от функций управления. В случае многофункционального (многоцелевого) МТА, предназначенного для выполнения различных транспортных задач, программа управления вообще может формироваться непосредственно перед выполнением конкретного маневра. Таким образом, представляется целесообразным разделение проектных параметров и законов управления на две группы — неизменных от рейса к рейсу (универсальных) и адаптирующихся к условиям применения.

К первой группе следует отнести, например:

- для МТА с ЖРД: начальную тяговооруженность, число ступеней, удельный импульс двигательных установок;
- для МТА с ЭРД: тягу и мощность двигательно-энергетической установки, удельный импульс (эффективная скорость истечения).

Ко второй группе следует отнести законы управления (программы полета), а также параметры настройки, которые отражают возможность изменения отдельных характеристик МТА перед выполнением очередного маневра. Примерами таких параметров могут быть масса полезного груза, масса заправленного топлива.

Эффективность выполнения МТА транспортной задачи в общем виде характеризуется величиной критерия (критерия эффективности):

$$K(\bar{x}, \bar{y}, \bar{u}), \quad (24.3)$$

а задача о выборе проектных параметров и функций управления сводится к поиску таких их значений и функций, которые соответствуют экстремальной величине критерия.

С учетом вышеупомянутого обстоятельства решение динамической части задачи при фиксированных $\bar{x}$ и $\bar{y}$, т.е. выбор управлений может быть выделен в отдельную задачу, а выбор оптимальных проектных параметров формулируется как определение их сочетания, соответствующего экстремуму *критерия эффективности*, представленного в виде:

$$K(\bar{x}, \bar{y}). \quad (24.4)$$

В качестве критерия эффективности могут быть использованы стоимость программы транспортировки, удельная стоимость доставки единицы массы полезного груза, т.е. показатели, характеризующие затраты на реализацию транспортных задач. Такие критерии являются наиболее значимыми для принятия решения о создании МТА.

Следует отметить, что использование конкретного критерия эффективности связано с иерархическим уровнем рассматриваемой задачи. Так, если решается задача об обеспечении определенной программы космической транспортировки, то наиболее целесообразным представляется использование в качестве критерия стоимости выполнения программы

$$C_{\Sigma} = C_{\text{в}} + C_{\text{р}} + C_{\text{изг}} + C_{\text{экс}}, \quad (24.5)$$

где $C_{\text{в}}$ — затраты на выведение с Земли всех грузов (включая МТА, топливо и полезный груз) на низкую базовую орбиту; $C_{\text{р}}$ — затраты на разработку МТА; $C_{\text{изг}}$ — затраты на изготовление потребного парка МТА; $C_{\text{экс}}$ — затраты на эксплуатацию парка МТА, включая затраты на топливо, необходимое для реализации всей программы.

Если необходимо оценить эффективность определенной транспортной операции, то ее можно оценить затратами на ее реализацию

$$C_{\text{оп}} = C_{\text{в}} + \frac{C_{\text{МТА}}}{n} + C_{\text{экс}}, \quad (24.6)$$

где все затраты относятся к реализации одного рейса. Включение в соотношение (24.6) количества n полетов данного МТА предполагает его многократное использование.

Для решения многих инженерных задач, связанных с конкретным схемным решением МТА, в том числе и при выборе основных проектных параметров, может оказаться целесообразной его оценка по величине относительной массы полезного груза:

$$\mu_{п.г} = \frac{m_{п.г}}{m_0}. \quad (24.7)$$

Отличительной особенностью выбора схемных решений МТА является существенное влияние на показатели эффективности схемы перелетов, так как при различной их реализации характер маневров, величины потребных приращений скорости при их осуществлении могут значительно отличаться от схемы к схеме. Особенно это заметно при использовании в схеме перелетов гравитационных маневров или использовании атмосферы небесных тел. В этой связи возникает необходимость в выборе показателя для сравнительной оценки, который бы наиболее полно характеризовал маневры, предусматриваемые для альтернативных вариантов схем перелетов.

Например, в качестве такого показателя при использовании МТА с большой тягой часто рассматривается величина, определяющая суммарное потребное импульсное приращение скорости, сообщаемое МТА при каждом включении его двигательной установки:

$$\Delta v_{им\Sigma} = \sum_{i=1}^{i=n} \Delta v_{им i}, \quad (24.8)$$

где $i = 1, 2, \dots, n$ — количество активных маневров.

В практике проектирования использование такого показателя объясняется тем, что решение задач в импульсной постановке позволяет определить затраты топлива, близкие к истинным для МТА с двигателями большой тяги (с начальной тяговооруженностью $n_0 \geq 0,3$). Продолжительность активных участков полета в этом случае мала по сравнению с продолжительностью пассивного полета по переходной орбите, траекторный угол (угол между вектором скорости и местным горизонтом) мал и, следовательно, расходом топлива на преодоление гравитационного поля можно пренебречь. Таким образом, значения импульсного приращения скорости близки к значениям характеристической скорости.

Повышение точности оценки потребных приращений скорости может быть достигнуто за счет учета гравитационных потерь и потерь на управление, т.е.:

$$\Delta v_{хар i} = \Delta v_{им i} + \Delta v_{гр i} + \Delta v_{упр i}. \quad (24.9)$$

Характеристическая скорость i -го активного маневра определяет относительную массу потребного запаса топлива на этот маневр:

$$\mu_{\tau_i} = 1 - \mu_{\kappa_i} = 1 - \exp\left(-\frac{\Delta v_{\text{хар}_i}}{I_{\text{уд}}}\right) \quad (24.10)$$

и массу топлива в абсолютном выражении:

$$m_{\tau_i} = m_{0_i} \left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta v_{\text{хар}_i}}{I_{\text{уд}}}\right) \right]. \quad (24.11)$$

Из (24.11) видно, что минимальные затраты топлива при прочих равных условиях будут иметь место при минимуме потерь скорости (гравитационных и на управление).

Гравитационные потери скорости для относительно больших значений начальной тяговооруженности (0,1...1,0) и приращений скорости в пределах 0,5...8,0 км/с при высоте начальной орбиты около 200 км и оптимальном законе управления вектором тяги ДУ можно оценить по приближенной зависимости

$$\Delta v_{\text{гр}} = 0,238 \frac{(I_{\text{уд}})^{2/3}}{n_0^2} \left(\frac{\Delta v_{\text{им}}}{v_{\pi_0}} \right)^3, \quad (24.12)$$

где v_{π_0} — абсолютная скорость на начальной орбите; n_0 — начальная тяговооруженность МТА при выполнении маневра.

Энергетические затраты на управление строго могут быть определены только по результатам интегрирования уравнений движения при фиксированных значениях проектных параметров и известном законе управления. Для многих маневров с ограниченной тягой они составляют небольшую долю по сравнению с другими составляющими характеристической скорости, и для проектных проработок можно воспользоваться следующим соотношением:

$$\Delta v_{\text{упр}} = (0,01...0,015)(\Delta v_{\text{имп}} + \Delta v_{\text{гр}}). \quad (24.13)$$

Величину характеристической скорости можно использовать не только для оценки массового совершенства МТА с химическими двигателями, т.е. с большой тягой, когда величина начальной тяговооруженности составляет $n_0 > 0,1$, но и при оценке массового совершенства МТА с ЭРД. При этом следует иметь в виду следующее обстоятельство:

ство: так как силы тяготения часто превышают силы тяги, гравитационными потерями пренебрегать нельзя и величину характеристической скорости следует определять, интегрируя выражение для текущего ускорения:

$$\Delta v_{\text{хар}} = \int_0^{t_{\text{дв}}} a(t) dt. \quad (24.14)$$

С учетом особенностей МТА с ЭРД одним из ключевых параметров является время активного полета $t_{\text{дв}}$, которое в пределе может быть равным времени полета, и минимум этого времени соответствует минимальным затратам топлива и минимальной характеристической скорости. Если предположить постоянство массового расхода топлива и постоянство скорости истечения, закон изменения ускорения может быть представлен следующим образом:

$$a = \frac{P}{m_0 - \dot{m}t} = \frac{a_0}{1 - \frac{a_0}{W}t}, \quad (24.15)$$

где t — текущее время активного полета; $a_0 = \frac{P}{m_0}$ — начальное реактивное управление, которое связано с ранее используемым параметром n_0 (начальная тяговооруженность) соотношением $a_0 = \frac{P}{m_0} = n_0 g_0$.

С учетом (24.15) выражение для характеристической скорости принимает вид

$$\Delta v_{\text{хар}} = \int_0^{t_{\text{дв}}} a(t) dt = \int_0^{t_{\text{дв}}} \frac{a_0}{1 - \frac{a_0}{W}t} dt = -W \ln \left(1 - \frac{a_0}{W} t_{\text{дв}} \right). \quad (24.16)$$

Потребный запас топлива на перелет (при $m_{\text{т}} = \dot{m}t_{\text{дв}}$) определится из формулы Циолковского:

$$m_{\text{т}} = \dot{m}t_{\text{дв}} = m_0 \left(1 - \exp \left\{ -\frac{\Delta v_{\text{хар}}}{W} \right\} \right). \quad (24.17)$$

Специфика полетов с малой тягой и ЭРД, реализующих такие полеты, накладывает отпечаток и на методические подходы при выборе проектных параметров таких аппаратов. В связи с этим

проблемы выбора основных проектных параметров МТА с двигателями большой или промежуточной тяги $0,03 \leq n_0 \leq 1,0$ и проблемы выбора проектных параметров с ЭРД ниже будут рассматриваться отдельно.

Для одноразовых МТА с двигателями большой или промежуточной тяги $0,03 \leq n_0 \leq 1,0$ состав **основных проектных параметров**, по которым принимаются решения в начале проектных проработок, выглядит следующим образом:

- в одноступенчатом исполнении:

$I_{уд}$ — удельный импульс тяги двигателя (W — скорость истечения рабочего тела),

n_0 — начальная тяговооруженность;

- в многоступенчатом исполнении:

N — количество ступеней,

$I_{уд_i}$ — удельный импульс тяги двигателя (W_i — скорость истечения рабочего тела) i -й ступени,

n_{0_i} — начальная тяговооруженность i -й ступени,

$\mu_{к_i}$ — относительная масса i -й ступени (распределение масс по ступеням).

Начальная **масса одноступенчатого МТА** по аналогии с массой одноступенчатой РКН как совокупность полезного груза и составляющих масс ракетного блока может быть представлена в следующем виде:

$$m_0 = m_{п.г} + \sum_{j=1}^I m_{т_j} + m_{т.о} + m_{дв} + m_{су} + m_{пр} + m_{ст}, \quad (24.18)$$

где $m_{п.г}$ — масса полезного груза; $m_{т_j}$ — масса рабочего запаса топлива на проведения j -го маневра; $m_{т.о}$ — масса топливных отсеков (включающая массу невырабатываемых запасов и газов, входящих в конечную массу); $m_{дв}$ — масса двигателя; $m_{су}$ — масса оборудования системы управления; $m_{пр}$ — масса прочих (неучтенных) элементов ракетного блока; $m_{ст}$ — масса стыковочного устройства (если такое предусмотрено).

Выражение для конечной массы МТА и, соответственно, для относительной массы полезной нагрузки в значительной степени зависит от маршрута транспортной операции. Эти операции различаются количеством и характером маневров, а также наличием или отсутствием полезного груза при совершении какого-то из маневров. На рис. 24.1 представлено несколько возможных маршрутов между двумя околоземными орбитами.

В частности, при транспортировке полезного груза в одну сторону с низкой базовой орбиты на конечную (например, с низкой околоземной на геопереходную) по баллистической схеме с одним актив-

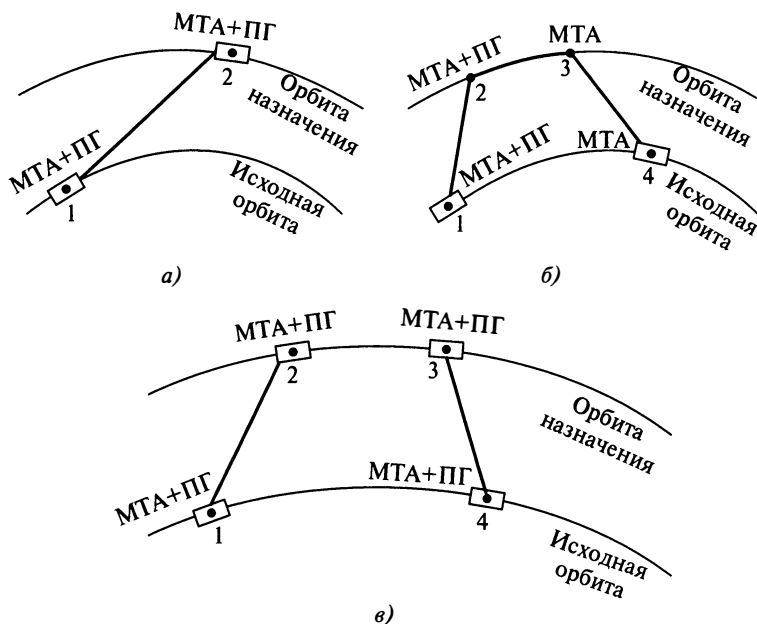


Рис. 24.1. Варианты маршрутов межорбитальных переходов:

а — с полезным грузом в одну сторону без возвращения МТА; *б* — с полезным грузом в одну сторону с возвращением МТА на исходную орбиту; *в* — с полезным грузом одинаковой массы на орбиту назначения и исходную орбиту; 1 — первый импульс (переход на орбиту назначения); 2 — второй импульс (закрепление на орбите назначения); 3 — третий импульс (переход на исходную орбиту); 4 — четвертый импульс (закрепление на исходной орбите)

ным участком выражение для относительной массы полезного груза может быть представлено в следующем виде:

$$\mu_{п.г} = \mu_k - [a_{т.о}(1 - \mu_k) + \gamma_{дв} n_0 g_0](1 + \mu_{су} + \mu_{пр} + \mu_{ст}). \quad (24.19)$$

При транспортировке полезного груза с низкой околоземной орбиты только на орбиту назначения и возвращении на исходную орбиту без полезной нагрузки по четырехимпульсной схеме относительная масса полезного груза запишется следующим образом:

$$\mu_{п.г} = \frac{\prod_{j=1}^l \mu_{k_j} - [a_{т.о}(1 - \prod_{j=1}^l \mu_{k_j}) + \gamma_{дв} n_0 g_0 + \mu_{к_1} \mu_{к_2} \mu_{ст}](1 + \mu_{су} + \mu_{пр})}{1 - (1 - \mu_{к_3} \mu_{к_4})(1 + a_{т.о}(1 + \mu_{су} + \mu_{пр}))}. \quad (24.20)$$

При транспортировке полезного груза равной массы с низкой околоземной орбиты на рабочую в оба конца по четырехимпульсной схеме относительная масса полезного груза запишется следующим образом:

$$\mu_{п.г} = \prod_{j=1}^l \mu_{к_j} - \left[a_{т.о} \left(1 - \prod_{j=1}^l \mu_{к_j} \right) + \gamma_{дв} n_0 g_0 + \mu_{к_1} \mu_{к_2} \mu_{ст} \right] (1 + \mu_{сy} + \mu_{пр}), \quad (24.21)$$

где $\mu_{к_j} = \frac{m_{к_j}}{m_{0_j}} = \exp \left\{ -\frac{\Delta v_j}{I_{уд}} \right\}$ — относительная конечная масса после проведения j -го маневра; $a_{т.о} = \frac{m_{т.о}}{m_t}$ — относительная масса топливных отсеков (0,03...0,07); $\gamma_{дв} = \frac{m_{дв}}{P}$ — относительная масса двигателя (0,001...0,025 кг/Н); $\mu_{ст} = \frac{m_{ст}}{\mu_{к_1} \mu_{к_2} m_0}$ — относительная масса стыковочного устройства (0,015...0,03); $\mu_{сy} = \frac{m_{сy}}{m_{дв} + m_{т.о} + m_{ст}}$ — относительная масса оборудования системы управления (0,08...0,35); $\mu_{пр} = \frac{m_{пр}}{m_{дв} + m_{т.о} + m_{ст}}$ — относительная масса прочих элементов (0,05...0,15).

В скобках приведены диапазоны возможного изменения соответствующих параметров.

При использовании МТА с РДТТ, обеспечивающего транспортировку в одну сторону по баллистической схеме с одним импульсом, начальная масса МТА запишется следующим образом:

$$m_0 = m_{п.г} + m_t + m_{дв} + m_{о.у} + m_{пер}, \quad (24.22)$$

где $m_{дв}$ — масса РДТТ; $m_{пер}$ — масса переходника между МТА и полезным грузом; $m_{о.у}$ — масса органов управления, а выражение для относительной массы полезного груза соответственно

$$\mu_{п.г} = \mu_k - \alpha_{дв} (1 - \mu_k) - \mu_{пр}, \quad (24.23)$$

где $\alpha_{дв} = \frac{m_{дв}}{m_t}$ — относительная масса РДТТ; $\mu_{пр} = \frac{m_{пер} + m_{о.у}}{m_0}$ — относительная масса прочих элементов.

Выражения (24.19)–(24.21) и (24.23) являются функцией $I_{уд}$ и n_0 , что позволяет определить их значения, соответствующие $\max \mu_{пг}$.

В рассматриваемой постановке задачи выбор удельного импульса — это, в первую очередь, **выбор типа топлива**, который далеко не всегда осуществляется только из соображений массовой эффективности. В частности, криогенные топлива, обладающие значительным преимуществом по сравнению с другими химическими топливами, находят ограниченное применение из-за серьезных трудностей по обеспечению их теплового режима. В то же время твердое топливо, уступающее по энергетическому совершенству практически любому жидкому топливу, по ряду причин является весьма привлекательным. В частности, в РДТТ отсутствует проблема запуска в невесомости, что характерно для ЖРД. Кроме того, продолжительное время между маневрами сказывается на его характеристиках не столь существенно, если сравнивать его с криогенным топливом. Более того, при небольших значениях требуемого приращения скорости РДТТ, благодаря более высокому массовому совершенству конструкции, могут быть выгоднее и по массе. Высококипящие топлива, занимающие промежуточное место между криогенными и твердыми топливами, во многом исключают (или смягчают) недостатки обоих. Этим в значительной степени объясняется широкое их применение в отечественных МТА.

С увеличением требуемого приращения скорости все более привлекательным становится использование ЯРД, так как при их использовании в составе МТА риск радиационного загрязнения атмосферы Земли по сравнению с их использованием в составе РН существенно ниже, а удельный импульс тяги выше, чем у ЖРД и РДТТ. Безусловно, для высокоэнергетических переходов, особенно к Юпитеру, Сатурну и т.д., допускающих большую продолжительность полетов, большую перспективу имеют ЭРД.

При **выборе начальной тяговооруженности** следует иметь в виду, что ее оптимальная величина зависит от маршрута перехода. В частности, при транспортировке полезного груза в одну сторону с низкой базовой орбиты на конечную (например, с низкой околоземной на геопереходную орбиту) по баллистической схеме с одним активным участком выражение для оптимальной тяговооруженности может быть определено по приближенной зависимости

$$n_0^{\text{opt}} = \left\{ \frac{1}{2,29(I_{уд})^{1/3} \gamma_{дв} g_0} \mu_k \left[1,1 \left(\frac{\Delta v_{им1}}{v_{пн}} \right) \right] \right\}^{1/3}. \quad (24.24)$$

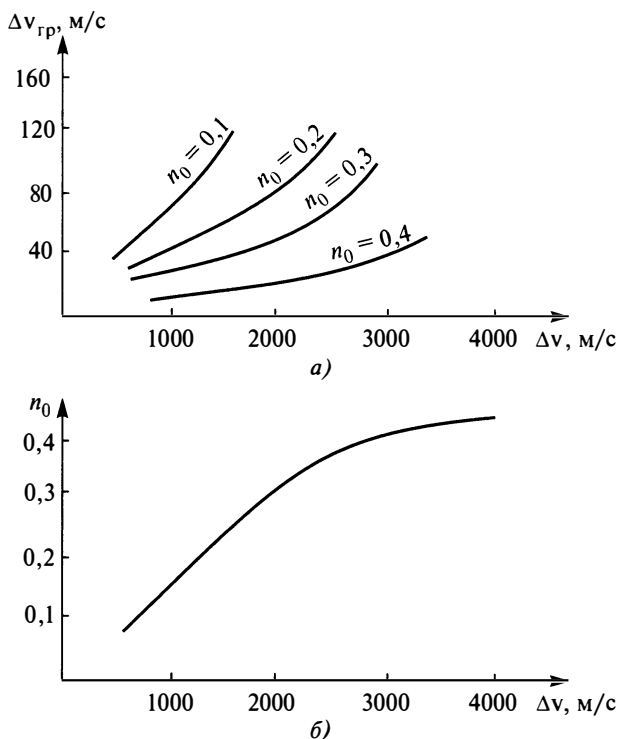


Рис. 24.2. Изменение гравитационных потерь скорости $\Delta v_{гр}$ (а) и начальной тяговооруженности n_0 (б) от приращения скорости Δv

На рис. 24.2 представлены графики, иллюстрирующие влияние различных факторов на величину гравитационных потерь скорости и начальную тяговооруженность.

Использование на этом же маршруте нескольких включений (каждое в перигентре соответствующей переходной орбиты) позволяет уменьшить гравитационные потери (при одинаковом n_0). В результате оптимальное значение n_0 монотонно уменьшается с ростом числа включений двигателя. При значительном увеличении числа включений (8...10) начальная тяговооруженность может быть снижена в несколько раз. Очевидно, что при этом увеличится и время перехода.

Опыт проектных проработок показывает, что при использовании в качестве критерия эффективности стоимостных показателей значение оптимальной тяговооруженности как правило несколько меньше по сравнению с вычисленным значением по соотношению (24.24),

полученным из условия максимальной массовой эффективности. Это объясняется тем, что снижение затрат на двигатель меньшей тяги окупается увеличением затрат за счет соответствующего увеличения массы аппарата.

Следует иметь в виду, что для большинства баллистических схем межорбитальных перелетов при выведении ПН на высокоэнергетические орбиты с последующим возвращением МТА на низкую орбиту участок разгона с низкой базовой орбиты является определяющим при расчете полных гравитационных потерь скорости на перелет, так как на этом участке реализуются наиболее низкие значения начальной тяговооруженности по сравнению со всеми последующими активными участками. Это позволяет при выборе оптимальной тяговооруженности МТА, предназначенного для таких полетов, в первом приближении ориентироваться на значение этого параметра, полученное для первого маневра (в перицентре переходного эллипса).

Перечень основных проектных параметров многоступенчатого МТА, приведенный выше, не отличается от соответствующего перечня для РН. Однако при выборе их значений следует учитывать ряд специфических особенностей, связанных с условиями полета МТА. Так, при выборе количества ступеней следует иметь в виду, что требуемое суммарное приращение скорости для МТА как правило существенно меньше, чем для РН, а следовательно, в большинстве случаев это позволяет решить транспортную задачу в одноступенчатом варианте. Очевидно, что возможность такого решения становится менее вероятной с увеличением требуемого приращения скорости и, следовательно, запаса характеристической скорости. В этой связи представляет интерес определение граничного запаса характеристической скорости одноступенчатого МТА.

Под *граничной характеристической скоростью* здесь понимают скорость, выше которой массовое совершенство одноступенчатого варианта ниже, чем у двухступенчатого, т.е. понимают характеристическую скорость, начиная с которой для увеличения массовой эффективности следует переходить к двухступенчатому варианту аппарата. Граничная характеристическая скорость может быть определена из условия равенства массовой отдачи одной и двух ступеней при достижении этой скорости. Принимая одинаковыми энергетическое и массовое совершенства МТА в обоих вариантах — с учетом выражения (24.19) — и исключая для упрощения записи массу стыковочного устройства, получим:

$$\exp\left\{-\frac{v_{\text{хар}}^{\text{гр}}}{I_{\text{уд}}}\right\} - \left[a_{\text{т.о}} \left(1 - \exp\left\{-\frac{v_{\text{хар}}^{\text{гр}}}{I_{\text{уд}}}\right\}\right) + \gamma_{\text{дв}} n_0 g_0\right] (1 + \mu_{\text{сy}} + \mu_{\text{пр}}) =$$

$$= \left(\exp \left\{ -\frac{v_{\text{хар}}^{\text{гр}}}{2I_{\text{уд}}} \right\} - \left\{ a_{\text{т.о}} \left(1 - \exp \left\{ -\frac{v_{\text{хар}}^{\text{гр}}}{2I_{\text{уд}}} \right\} \right) + \gamma_{\text{дв}} n_0 g_0 \right\} (1 + \mu_{\text{сy}} + \mu_{\text{пр}}) \right)^2 \quad (24.25)$$

Выражение в левой части есть массовая отдача одноступенчатого МТА, а в правой части — двухступенчатого МТА. Для определения численного значения оптимальной для одной ступени характеристической скорости следует разрешить это выражение относительно $v_{\text{хар}}^{\text{гр}}$.

На рис. 24.3 представлена зависимость граничной характеристической скорости от энергетического и массового совершенства ракетного блока. Как следует из рис. 24.3, граничная характеристическая скорость ступени растет с увеличением удельного импульса и повышением массового совершенства конструкции.

Увеличение количества ступеней может быть вызвано не стремлением к повышению массовой эффективности, а другими соображениями. Например, при использовании РДТТ более целесообразным может оказаться наличие в составе МТА двух РДТТ, каждый из которых обеспечивает один маневр. Это исключает из рассмот-

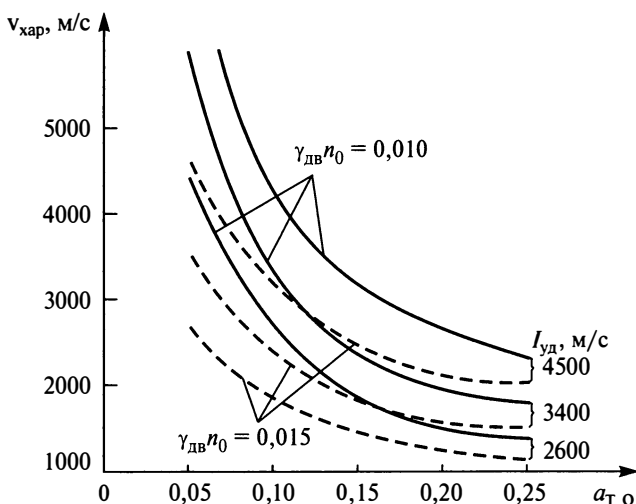


Рис. 24.3. Граничная характеристическая скорость:

$\Delta v_{\text{хар}}$ — характеристическая скорость; $\gamma_{\text{дв}}$ — относительная масса двигателя; $a_{\text{т.о}}$ — относительная масса топливного отсека; n_0 — начальная тяговооруженность; W — скорость истечения продуктов сгорания

рения одну из серьезных проблем, а именно обеспечение повторного запуска двигателя, что характерно для ЖРД, а также существенно смягчает проблему, связанную с длительным пребыванием МТА в полете, что характерно для МТА с криогенными компонентами топлива. Другим примером может быть переход с низкой околоземной орбиты на высокоэнергетическую (в том числе и геостационарную) с использованием ЭРД. С позиции массовой эффективности в этом случае достаточно только одной ступени. Однако при многовитковом переходе КА будет достаточно продолжительное время находиться в радиационных поясах, что может привести к отказам бортового радиоэлектронного оборудования. Чтобы избежать этого, КА может быть оснащен дополнительным двигателем большой тяги (ЖРД или РДТТ), используемым на первой ступени, благодаря чему время полета в радиационных поясах будет существенно сокращено.

Другой причиной появления ступенчатости МТА может быть создание нескольких модификаций МТА на базе унифицированных элементов. Примером этому являются модификации МТА «Бриз-М» и «Бриз-КМ», в состав которых входит унифицированная двигательная установка, а основное отличие заключается в наличии в МТА «Бриз-М» дополнительного топливного отсека, сбрасываемого после выработки в нем топлива, что относит этот МТА к аппаратам полутораступенчатой схемы. Другим примером может быть МТА IUS (США), в котором посредством различных сочетаний двух унифицированных РДТТ формируются МТА двух-, трех- и четырехступенчатой схем.

Перечисленные факторы, влияющие на формирование ступенчатости, определяют и распределение масс по ступеням, которое в таких случаях подчиняется распределению запасов характеристической скорости.

Выбор оптимальной начальной тяговооруженности по ступеням с позиции максимальной грузоподъемности также может быть сведен к выбору с позиции минимальных затрат характеристической скорости, как это было предложено для одноступенчатых МТА. Если какая-то ступень многоступенчатого МТА используется для нескольких маневров, то, ориентируясь на маневр с наибольшими гравитационными потерями скорости, выбирается ее начальная тяговооруженность.

МТА с ЭРД имеет ряд принципиальных отличий по сравнению с МТА с двигателями большой и промежуточной тяг, основные из которых:

- уровень тяг, а следовательно, и уровень ускорений на несколько порядков меньше;

• в составе МТА существенную часть массы составляет энергетическая установка, мощность которой во многом определяет характеристики МТА.

Основные параметры ЭРД двигателя: тяга P , КПД $\eta_{\text{дв}}$, скорость истечения рабочего тела W — напрямую связаны с мощностью энергетической установки соотношением (полагая, что вся вырабатываемая энергоустановкой мощность подводится к двигателю):

$$N_{\text{ЭУ}} = \frac{PW}{2\eta_{\text{дв}}}; N_{\text{ЭУ}} = N_{\text{дв}} = N = \frac{PW}{2\eta_{\text{дв}}}. \quad (24.26)$$

Структура массового баланса МТА с ЭРД подобна структуре других МТА

$$m_0 = m_{\text{п.г}} + m_{\text{ЭУ}} + m_{\text{дв}} + m_{\text{т}} + m_{\text{т.о}} + m_{\text{СУ}} + m_{\text{пр}}. \quad (24.27)$$

В этом соотношении отдельной составляющей выделена масса энергетической установки, ввиду ее особой значимости.

Разделив обе части этого уравнения на m_0 , получим уравнение существования такого МТА:

$$\mu_{\text{п.г}} = 1 - \mu_{\text{дЭУ}} - \mu_{\text{т}} - \mu_{\text{т.о}} - \mu_{\text{СУ}} - \mu_{\text{ст}} - \mu_{\text{пр}}, \quad (24.28)$$

где $\mu_{\text{дЭУ}}$, $\mu_{\text{т}}$, $\mu_{\text{т.о}}$, $\mu_{\text{СУ}}$, $\mu_{\text{ст}}$, $\mu_{\text{пр}}$ — относительные массы двигательной-энергетической установки, топливного отсека, системы управления, стыковочного устройства и прочих элементов соответственно.

Для нерегулируемой двигательной установки вышеприведенные относительные массы можно представить в следующем виде:

$$\mu_{\text{дЭУ}} = \frac{\gamma_{\text{дЭУ}}}{\eta_{\text{дв}}} \frac{a_0 W}{2}; \quad (24.29)$$

$$\gamma_{\text{дЭУ}} = \frac{m_{\text{дЭУ}}}{N} = \frac{m_{\text{ЭУ}} + m_{\text{дв}}}{N} = \gamma_{\text{ЭУ}} + \gamma_{\text{дв}}, \quad (24.30)$$

$$\text{где } \gamma_{\text{ЭУ}} = \frac{m_{\text{ЭУ}}}{N}; \quad \gamma_{\text{дв}} = \frac{m_{\text{дв}}}{N};$$

$$\mu_{\text{т}} = \frac{a_0}{W} T_{\text{дв}}; \quad \gamma_{\text{т.о}} = a_{\text{т.о}} m_{\text{т}}, \quad (24.31)$$

$$\mu_{\text{СУ}} = \gamma_{\text{СУ}} \mu_{\text{дЭУ}}; \quad \mu_{\text{пр}} = \gamma_{\text{пр}} \mu_{\text{дЭУ}}; \quad \mu_{\text{ст}} = \gamma_{\text{ст}} \mu_{\text{дЭУ}}, \quad (24.32)$$

$$\text{где } \gamma_{\text{СУ}} = \frac{m_{\text{СУ}}}{m_{\text{дЭУ}}}; \quad \gamma_{\text{пр}} = \frac{m_{\text{пр}}}{m_{\text{дЭУ}}}.$$

Подставляя эти соотношения в зависимость для относительной массы полезного груза (24.28), получим

$$\mu_{пг} = 1 - \frac{\gamma_{дэу}}{\eta_{дв}} \frac{a_0 W}{2} (1 + \gamma_{сy} + \gamma_{пр}) - \frac{a_0}{W} T_{дв} (1 + a_{тo}). \quad (24.33)$$

Из множества возможных схемных решений и маршрутов транспортировки в качестве примера рассмотрим простой случай — задачу, когда речь идет о транспортировке полезной нагрузки в один конец без выключения двигателя. Для оценки такой транспортной операции целесообразно в качестве критерия эффективности использовать относительную величину полезного груза (24.33), что при заданной массе полезного груза соответствует минимальной массе МТА. Опыт проектных проработок таких аппаратов показывает, что такое решение соответствует также минимальным затратам на операцию.

Следует отметить, что перелеты без выключения двигателя (т.е. с минимальным временем перелета) выгодны при использовании ЭРД для полетов в околоземном и окололунном пространстве, когда траектория носит характер многовитковой спирали и незначительная экономия топлива за счет выключения двигателя не оправдывается увеличением продолжительности рейса

Как уже отмечалось выше, при фиксированных значениях проектных параметров динамическая часть общей задачи может быть без заметной потери в точности выделена в самостоятельную задачу. Ее решение для рассматриваемого случая может быть представлено в следующем виде:

$$t_{дв} = \frac{W}{a_0} \left[1 - \exp \left(- \frac{\Delta v_{хар}}{W} \right) \right], \quad (24.34)$$

Это связано с тем, что при уровне реактивного ускорения, характерном для МТА с ЭРД ($10^{-5} \dots 10^{-4} g_0$), величина потребной характеристической скорости перелета слабо зависит от a_0 и может в первом приближении считаться постоянной.

Величина характеристической скорости для перехода между околокруговыми орбитами, как было представлено ранее, может быть определена по следующим зависимостям:

- для компланарного перехода:

$$v_{хар} = \sqrt{\mu} \left| \left(\sqrt{\frac{1}{r_1}} - \sqrt{\frac{1}{r_2}} \right) \right|; \quad (24.35)$$

- для перехода с изменением угла наклона плоскости орбиты

$$v_{\text{хар}} = \sqrt{\frac{\mu}{r_1} \left[1 - \frac{2 \cos(\pi \Delta i / 2)}{\sqrt{r_2 / r_1}} + \frac{r_1}{r_2} \right]}. \quad (24.36)$$

В этом случае величина реактивного ускорения определяется при заданном $t_{\text{дв}}$ из соотношения

$$a_0 = \frac{W}{t_{\text{дв}}} \left[1 - \exp \left(- \frac{\Delta v_{\text{хар}}}{W} \right) \right] \quad (24.37)$$

и задача сводится к оптимизации скорости истечения.

На рис. 24.4 представлены графики, иллюстрирующие зависимость параметров МТА от скорости истечения и наличие ее оптимального значения. С ростом W происходит уменьшение потребной массы топлива вследствие его экономного расходования, однако одновременно увеличиваются потребная мощность энергоустановки, а значит, и массы энергетической установки, составляющей существенную долю в массе аппарата.

Анализ области применения МТА с ЭРД показывает их достаточно высокую эффективность по относительной массе ПН по сравнению с МТА на химических двигателях в задачах, когда время полета не является критическим параметром. На рис. 24.5 показан характер зависимостей этого показателя для МТА с различными типами ЭРД (a — электростатический, b — магнитоплазменный) и МТА с ЖРД (c) при однократном полете. Достижение значительных преимуществ ЭРД перед ЖРД порядка 50 % по относительной массе полезного груза достигается при длительностях полета 100...200 сут.

Рассматривая перспективу использования МТА с ЭРД, следует отметить, что наиболее целесообразным представляется их использование для многократных перелетов между базовой и высокоэнер-

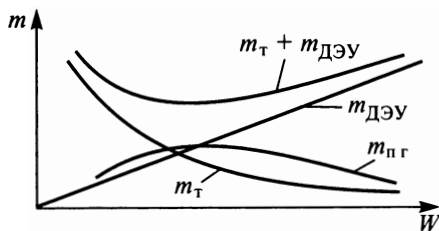


Рис. 24.4. К выбору проектных параметров МТА с ЭРД

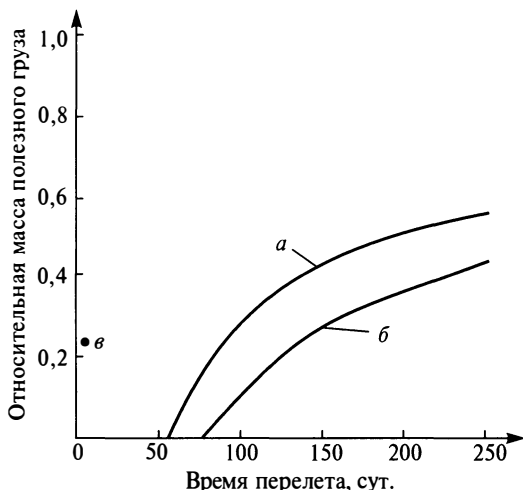


Рис. 24.5. Сравнение массовой отдачи МТА с различными типами ДУ:
а — с электростатическим двигателем на ксеноне; *б* — с магнитоплазменным двигателем; *в* — с ЖРД

гетическими орбитами. Эффективность использования ЭРД будет увеличиваться с увеличением кратности использования материальной части МТА.

Список литературы

- 24.1. Сердюк В.К., Толяренко Н.В. Межорбитальные транспортные аппараты (Итоги науки и техники, серия «Ракетостроение и космическая техника»). М.: ВИНТИ, 1995. 288 с.
- 24.2. Панкратов Б.М., Перелыгин Б.П., Чумаков В.А. Проектирование разгонных блоков космических аппаратов: учебное пособие / под ред. В.П. Мишина. М.: МАИ, 1988. 49 с.
- 24.3. Механика космического полета: учебник для вузов/М.С. Константинов, Е.Ф. Каменков, Б.П. Перелыгин, В.К. Безвербый; под ред. В.П. Мишина. М.: Машиностроение, 1989. 408 с.
- 24.4. Захаров Ю.А. Проектирование межорбитальных космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1984. 176 с.
- 24.5. Хохулин В.С., Чумаков В.А. Проектирование космических разгонных блоков с ЖРД: учебное пособие для курсового и дипломного проектирования. М.: МАИ, 2000. 72 с.
- 24.6. Сафранович В.Ф., Эмдин Л.М. Маршевые двигательные установки космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1980. 406 с.
- 24.7. Гришин С.Д., Захаров Ю.А., Оделевский В.К. Проектирование космических аппаратов с двигателями малой тяги. М.: Машиностроение, 1990. 224 с.

Глава 25

КОМПОНОВКА МТА

Требования к конструктивно-компоновочной схеме. Массовые и объемные характеристики. Массовая сводка. Компоновка топливных отсеков МТА с ЖРД. Компоновка МТА с РДТТ. Дистанционно управляемый МТА. МТА космического базирования. МТА с ЭРД. Пилотируемые МТА

МТА, являясь самостоятельным средством выведения, входит в состав космической головной части РКН, и в этой связи его компоновка в значительной степени зависит от типа ракеты-носителя или нескольких ракет-носителей, в сочетании с которыми предполагается использование аппарата. Под *компоновкой* здесь будем понимать внешние обводы и взаимное расположение основных отсеков и агрегатов МТА, а также их соединение, обеспечивающее их взаимодействие и функционирование на всех этапах полета.

Результаты работы по формированию компоновки отображаются на конструктивно-компоновочной схеме (ККС), которая содержит следующую информацию:

- состав, места стыковки отсеков, взаимное расположение основных агрегатов, зоны расположения систем в отсеках, расположение маршевых двигателей, исполнительных органов системы управления и т.д.;
- схему передачи грузов;
- схему размещения чувствительных элементов, солнечных батарей, радиаторов сброса тепла и т.п.

Конструктивно-компоновочная схема является ключевым документом, несущем в себе основные признаки схемного решения МТА. Даже в ее первоначальном безразмерном виде, характерном для этапа предварительных исследований, выдерживаются геометрические пропорции будущего аппарата. На последующих этапах по мере появления *массовых и соответствующих им объемных характеристик* компоновка приобретает размерный вид, который затем от этапа к этапу уточняется.

Первое приближение при определении укрупненных массовых характеристик МТА может быть получено на основе выражения для относительной массы полезного груза, используемого при выборе проектных параметров. В частности, для одноразового одноступенчатого

МТА с ЖРД (рассматриваемого здесь в качестве примера) это выражение имеет вид:

$$\mu_{пг} = \mu_k - [a_{тo}(1 - \mu_k) + \gamma_{дв} n_0 g_0] (1 + \mu_{сy} + \mu_{пр}), \quad (25.1)$$

где $\mu_k = \exp\left(-\frac{v_{\Sigma}}{I_{уд}}\right)$; v_{Σ} — суммарный по всем маневрам запас характеристической скорости.

Отметим здесь еще раз правомочность использования выражения (25.1) в качестве критерия. В действительности, его максимальное значение позволяет при транспортировке груза по заданному маршруту максимизировать его массу при фиксированном значении грузоподъемности РКН.

При заданном маршруте и схеме перелета легко определяется требуемый рабочий запас топлива:

$$m_T = m_0 \mu_T = m_0 (1 - \mu_k) = m_0 \left(1 - \exp\left(-\frac{v_{\Sigma}}{I_{уд}}\right)\right). \quad (25.2)$$

Начальная масса m_0 , за вычетом массы адаптера, соединяющего РН и МТА, практически соответствует грузоподъемности РКН $(m_{пг})_{РН}$.

Рабочие запасы окислителя $m_{ок}$ и горючего $m_{гор}$ соответственно будут равны:

$$m_{ок} = m_T \frac{K}{1 + K}; \quad m_{гор} = m_T \frac{1}{1 + K}. \quad (25.3)$$

Остальные составляющие масс, соответствующие выражению (25.1), определяются по известным соотношениям:

$$m_{тo} = a_{тo} m_T; \quad m_{дв} = \gamma_{дв} m_0 n_0 g_0; \\ m_{сy} = \mu_{сy} (m_{тo} + m_{дв}); \quad m_{пр} = \mu_{пр} (m_{тo} + m_{дв}). \quad (25.4)$$

Таким образом обеспечиваются данные для формирования *массовой сводки* первого приближения (табл. 25.1).

При определении составляющих масс такой сводки используются статистические показатели совершенства основных агрегатов без учета конструктивно-компоновочной схемы МТА и множества особенностей, влияющих на индивидуальные массовые характеристики разрабатываемого аппарата, поэтому точность расчетов не может быть высокой. Тем не менее, эти показатели могут быть использованы для

Укрупненная массовая сводка

Составляющие массовой сводки	Численные значения
Стартовая масса	...
Масса полезной нагрузки (включая 5...10 % резервной массы)	...
Рабочий запас топлива:	
Масса окислителя	...
Масса горючего	...
Масса топливного отсека	...
Масса двигателя	...
Масса оборудования системы управления	...
Масса прочих неучтенных элементов	...

формирования конструктивно-компоновочной схемы аппарата начального приближения и последующих уточнений на ее основе с использованием более точных зависимостей.

Учитывая то обстоятельство, что объем топливных баков МТА, за редким исключением, составляет существенную долю всего объема, именно этот параметр используется при проработке конструктивно-компоновочной схемы.

Следует иметь в виду, что топливные баки содержат не только рабочий запас компонентов, идущий на сообщение требуемой скорости, вычисляемый по формуле (25.2), но также ряд других составляющих, используемых в полете, и составляющих, входящих в конечную массу аппарата, которые в предварительных расчетах входили как составляющие массы топливного отсека. Поэтому для оценки объемов баков компонентов за основу принимается заправляемая масса

$$m_{\text{зап}} = m_{\text{т.раб}} + m_{\text{г.з}} + m_{\text{нев}} + m_{\text{р.н}} + m_{\text{дост}}, \quad (25.5)$$

где $m_{\text{т.раб}}$ — рабочий запас компонентов топлива; $m_{\text{г.з}}$ — гарантийные запасы топлива; $m_{\text{нев}}$ — невырабатываемые остатки; $m_{\text{р.н}}$ — масса топлива, используемого для наддува в полете; $m_{\text{дост}}$ — достартовый расход топлива, связанный, например, с захолаживанием двигателя.

При определении объема топливных баков следует также учитывать объемы газовой подушки, внутрибаковой арматуры, емкостей с рабочим телом, не являющимся топливом (например, системы надду-

ва и др.), а также тот факт, что часть топлива может находиться в магистрали или определенную часть объема необходимо предусмотреть для тоннельной трубы.

Практически все составляющие масс и объемов, упомянутые выше, могут быть достаточно точно определены на последующих этапах с учетом особенностей систем МТА (в первую очередь, двигательной установки) и компоновочной схемы топливных баков. Зависимости, которые используются для определения составляющих масс МТА с ЖРД, имеют вид, подобный зависимостям, используемым для определения составляющих масс ракетных блоков РН, которые для таких расчетов требуют некоторой коррекции. Это касается, прежде всего, статистических коэффициентов, численные значения которых должны быть получены на соответствующем статистическом материале. В качестве примера в табл. 25.2 представлена массовая сводка гипотетического МТА с криогенными компонентами, предназначенного для выведения полезных грузов с низкой околоземной орбиты на геостационарную орбиту.

Определение объема топлива, даже с относительно небольшой точностью, позволяет оценить габариты МТА. Так как МТА транспортируется на исходную орбиту в составе космической головной части (КГЧ), то его обводы и габариты выбираются с учетом других входящих в КГЧ составных частей и в значительной степени зависят от геометрических характеристик РКН.

На рис 25.1 представлено место МТА в составе КГЧ. Именно требование плотности КГЧ во многом определяет требования к габаритным размерам МТА. С другой стороны, схемное решение МТА, в первую очередь его маневренные возможности и компоненты топлива, определяют объем аппарата и могут составлять весьма существенную долю в общем объеме зоны полезной нагрузки ГО. Ориентиром при выборе габаритов МТА является диаметр ракетного блока последней ступени РН, даже при том, что диаметр ГО может быть несколько больше этого диаметра. Из этого следует, что удлинение МТА с ЖРД или РДТТ с небольшими запасами характеристической скорости и с компонентами топлива большой плотности будет относительно небольшим ($\lambda = \frac{L}{d} = 0,2...1$), и только использование водорода в составе топлива приводит к значительно большим удлинениям $\lambda > 3$.

Небольшие удлинения аппарата могут быть реализованы в результате анализа достаточно большого числа *компоновочных решений топливных отсеков*. Характерными чертами таких решений являются:

- использование топливных отсеков с совмещенными днищами (рис. 25.2, а);

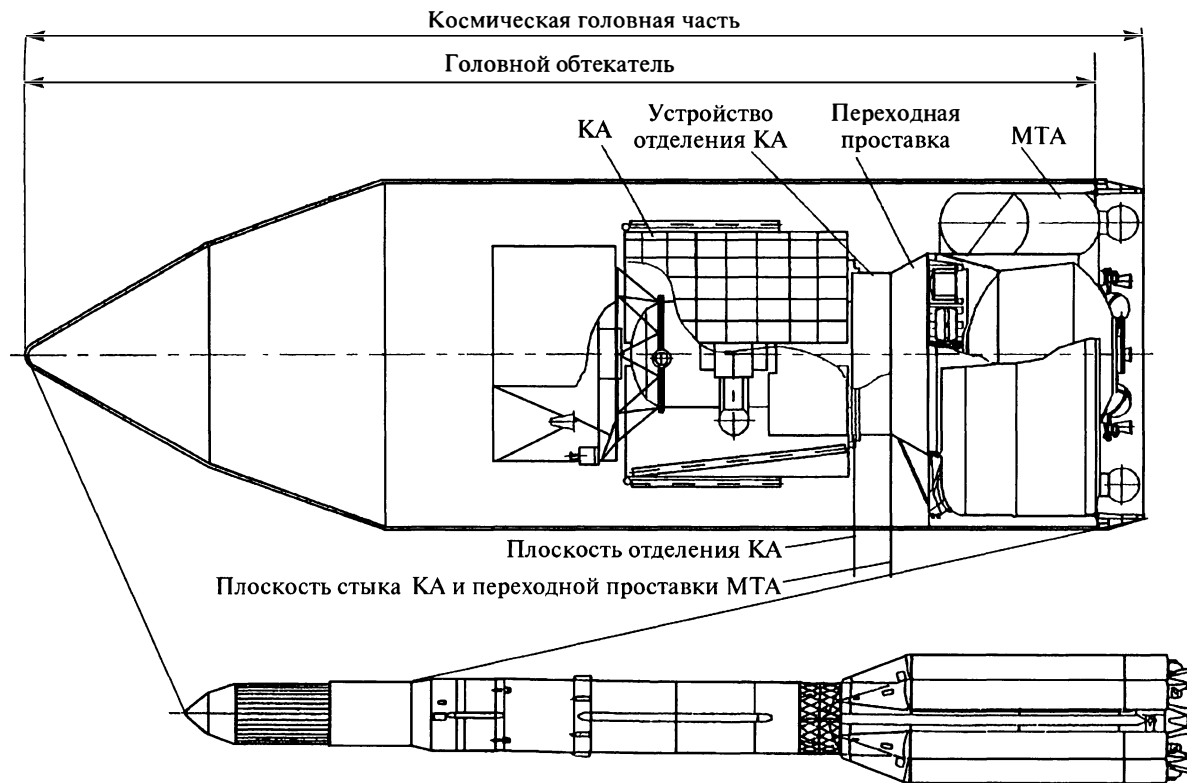


Рис. 25.1. Космическая головная часть в составе РКН

Массовая сводка гипотетического МТА с криогенным ЖРД

Составные части конструкции	Масса, кг
Конструкция МТА	2850
1. Каркас	1260
2. Двигательная установка	1090
3. Оборудование	500
1. Каркас	1260
1.1. Блок баков «О» и «Г», включая перегородки	1000
1.2. Теплоизоляция баков «О» и «Г», включая ЭВТИ	250
1.3. Приборный отсек, включая ферму верхнюю	400
2. Двигательная установка	1090
2.1. Маршевый двигатель	250
2.2. Рулевые приводы маршевого двигателя	56
2.4. Регуляторы и дроссели	17
2.5. Элементы монтажа двигателя	25
2.7. Датчики, кабельная сеть	20
2.8. Блоки датчиков уровня заправки	26
2.9. Пневмогидросистема	546
2.10. ДУ системы ориентации и обеспечения запуска «сухая»	150
3. Оборудование	500
3.1. Система управления	150
3.2. Бортовые химические батареи	40
3.3. Бортовой измерительный комплекс	150
3.4. Системы пожаровзрывопредупреждения и обеспечения температурного режима	100
3.5. Кабельная сеть	60

— использование топливных отсеков с отдельными днищами (рис. 25.2, б) и с совмещенными контурами (рис. 25.2, в);

— использование подвесных и навесных топливных баков (рис. 25.2, г);

Таблица 25.2 (часть 2)

Составляющие заправляемого запаса	Масса, кг		
	Бак «О»	Бак «Г»	Всего
Заправляемый запас	13 000	2400	15 620
1. Заправляемый запас СО ₂	—	—	200
2. Пары компонентов в баках	3	9	12
3. Гелий в баках	3	—	3
4. Гелий в шаробаллонах	—	—	20
5. Топливо в баках	12 994	2391	15 385
5.1. Рабочий запас, включая топливо на переходные режимы	12 700	2189	14 889
5.1.1. Топливо для работы на номинальном режиме	—	—	14 553
5.1.2. Топливо выхода на режим	—	—	300
5.1.3. Топливо на захлаживание	—	—	36
5.2. Топливо на наддув баков в полете	—	40	40
5.3. Топливо на испарение	49	85	134
5.4. Гарантийные остатки	120	71	191
5.5. Невырабатываемые остатки	125	6	131
Запас топлива и газов наддува, входящий в конечную массу	307	107	437
1. Гарантийные остатки	120	71	191
2. Невырабатываемые остатки	125	6	131
3. Пары компонентов в баках	42	30	72
4. Гелий в баках	20	—	20
5. Гелий в шаробаллонах	—	—	3
6. Остатки ДУ системы ориентации и обеспечения запуска	—	—	10
7. Потери из расходной трубы после останова ДУ	—	—	10

— размещение двигателей в центральной полости торового бака (рис. 25.2, з);

— размещение двигателей в специально организованных полостях нижних топливных баков (рис. 25.2, д).

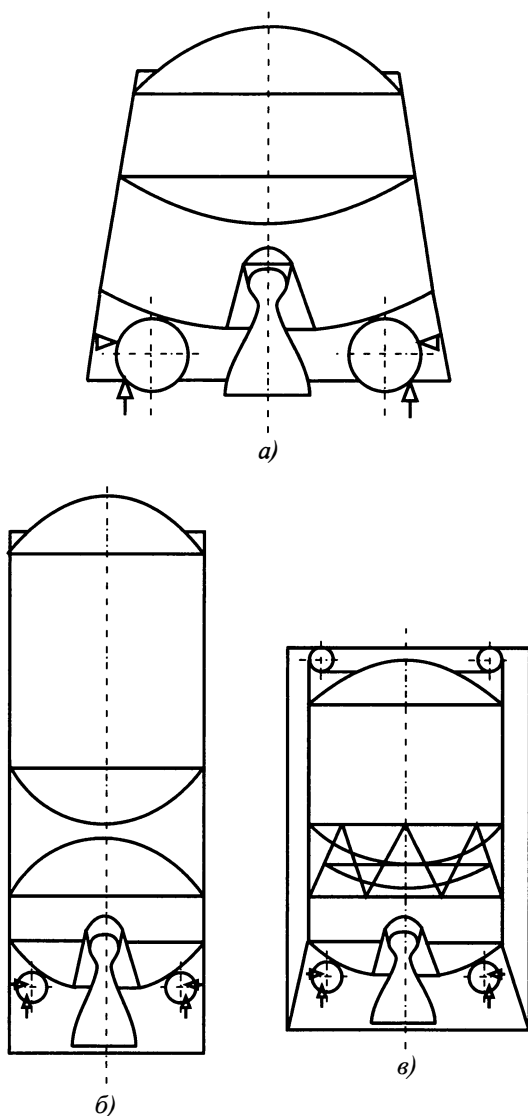


Рис. 25.2. Варианты компоновки топливных отсеков

Представленные выше компоновочные решения характерны для современных МТА с ЖРД, рассчитанных на одноразовое использование. МТА с РДТТ, которые успешно использовались в

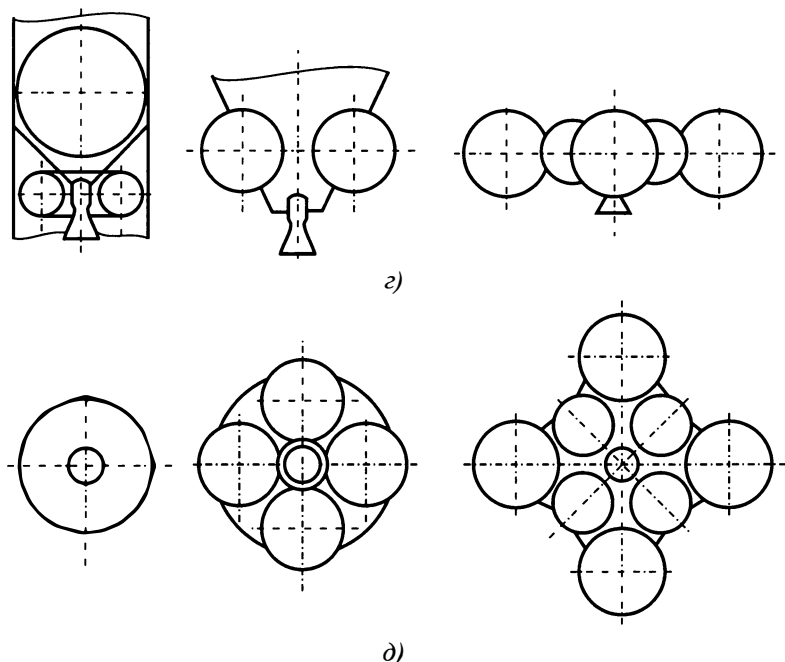


Рис. 25.2. Окончание

США, имеют достаточно простые компоновочные решения. На рис. 25.3 представлены схемы возможных модификаций МТА IUS (США) (рис. 25.3, а) и более детально одна из наиболее часто используемых (двухступенчатая схема) (рис. 25.3, б). Известны также компоновочные решения РДТТ для МТА, в которых с целью увеличения плотности компоновки РДТТ используются утопленные и раздвижные сопла.

Значительную долю в общем объеме МТА занимают приборные отсеки, которые реализуются в двух видах: герметичные и негерметичные. В первых поколениях отечественных МТА, как правило, преимущественно использовались герметичные приборные отсеки. Это позволяло достаточно просто решать проблему обеспечения теплового режима для размещенного в нем приборного оборудования. Для приборных отсеков в этом случае использовались формы с предельно малым удлинением (рис. 25.4). Со временем, по мере появления приборного оборудования, менее чувствительного к рабочей среде, и новых технологий обеспечения теплового режима, стало возможным использование негерметичных приборных отсе-

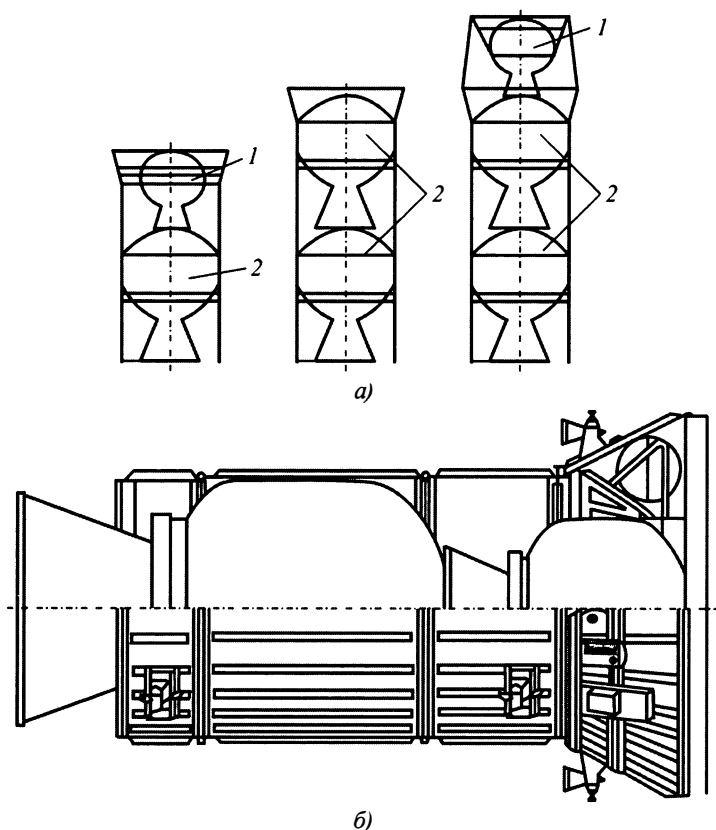


Рис. 25.3. Схемные решения МТА с РДТТ:

а — компоновочные схемы модификаций МТА с РДТТ различных размеров (1 — малый РДТТ; 2 — большой РДТТ); *б* — общий вид двухступенчатого МТА с РДТТ различных размеров

ков. Масса конструкции МТА с герметичным приборным отсеком заметно выше, а плотность компоновки ниже по сравнению с массой конструкции и плотностью компоновки альтернативного варианта. В последнем случае большинство приборного оборудования может быть размещено на проставке между верхним топливным баком и полезной нагрузкой, чем обеспечивается хороший доступ к приборам в процессе его подготовки на технической и стартовой позициях. Пример такого компоновочного решения приборного отсека приведен на рис. 25.5, на котором представлен приборный отсек МТА IUS (США).

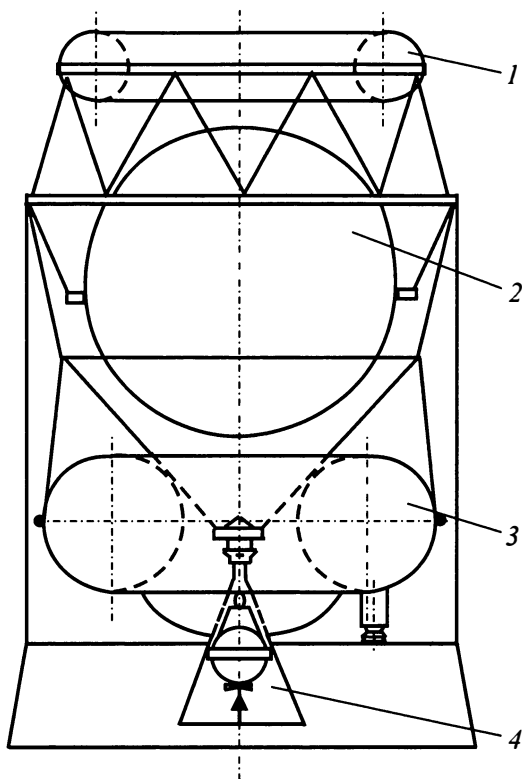


Рис. 25.4. Герметичный приборный отсек в составе МТА (на примере МТА «Блок Д»):

1 — герметичный приборный отсек; 2 — бак окислителя; 3 — бак горючего; 4 — двигатель

Рассмотренные компоновочные решения относятся к МТА, созданным, в основном, для одноразового использования с целью транспортировки полезных грузов в один конец с низкой околоземной орбиты на рабочую высокоэнергетическую орбиту и траекторию полета к другим небесным телам. Параллельно с их использованием и улучшением характеристик ведутся поисковые работы по определению схемных решений аппаратов, которые расширили бы возможности МТА и увеличили их эффективность. Рассмотрим ниже несколько вариантов компоновок МТА, исследованных в процессе этих поисковых работ.

Дистанционно управляемый МТА (рис. 25.6). Примером такого аппарата является грузовой корабль «Прогресс», который обладает

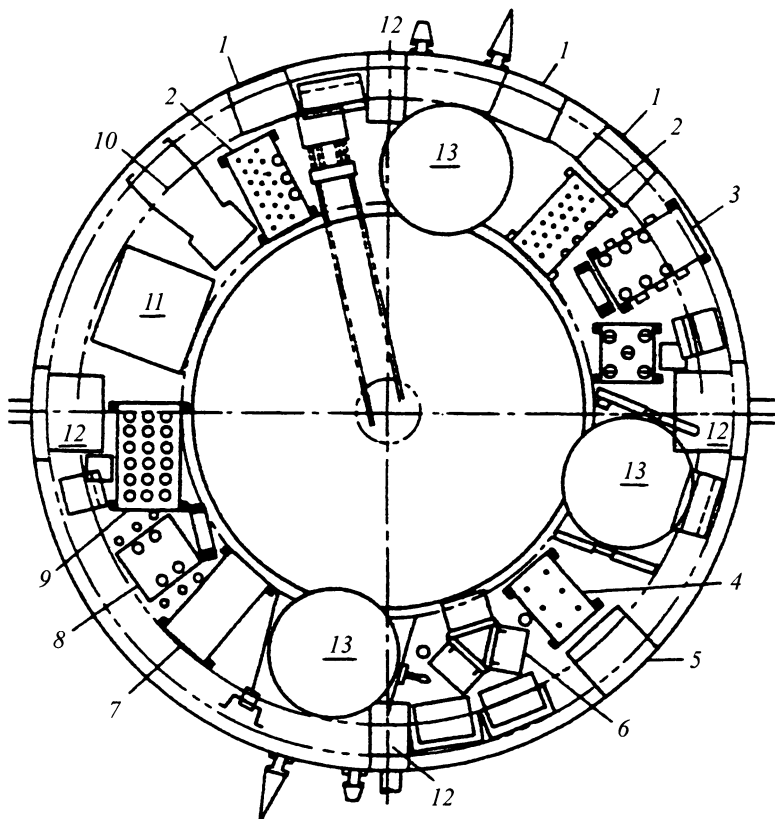


Рис. 25.5. Компонировка негерметичного приборного отсека (на примере МТА IUS):
 1 — БЦВМ; 2 — приемопередатчик; 3 — командное устройство; 4 — блок переключателей пироустройств; 5 — преобразователь постоянного тока; 6 — аккумуляторы; 7 — блок распределения электроэнергии; 8 — процессор обработки бортовой информации; 9 — релейный блок; 10 — звездный датчик; 11 — блок инерциальных измерений; 12 — блок двигателей системы исполнительных органов; 13 — топливные баки

возможностью совершать низкоэнергетические маневры на низкой орбите при решении задач по обслуживанию космических объектов (например, МКС), «довыведение» на различные орбиты полезных грузов, доставленных на базовую орбиту на борту РКН и т.п. С учетом таких задач предусматривается возможность управления МТА как с Земли, так и с борта какого-то космического объекта, например МКС. Другим примером дистанционно управляемого МТА является аппарат, предназначенный для полетов в окрестности кос-

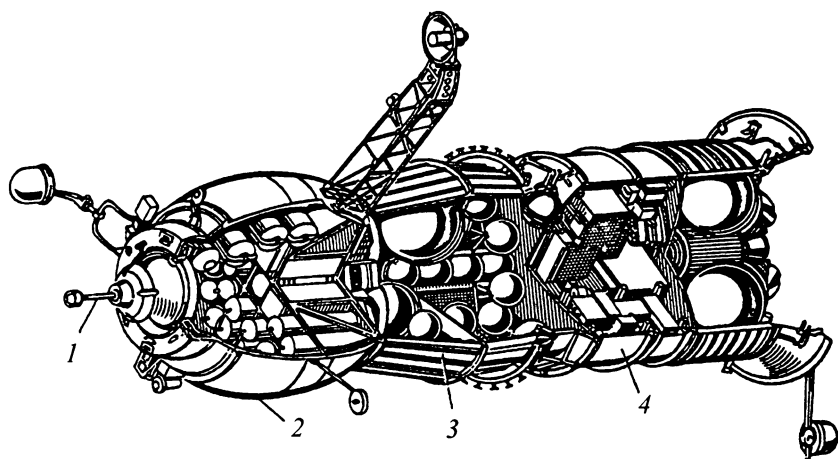


Рис. 25.6. Компоновочная схема МТА с дистанционным управлением (на примере КА «Прогресс»):

1 — стыковочный агрегат; 2 — грузовой отсек; 3 — отсек дозаправки орбитальной станции топливом; 4 — приборно-агрегатный отсек

мического объекта, например, с целью присоединения к нему другого космического объекта, находящегося на близкой орбите. На рис. 25.7 представлен один из возможных вариантов компоновки МТА (проект США) для решения такой задачи. Поперечный размер такого аппарата ограничен диаметром зоны полезной нагрузки используемого средства выведения, а длина определяется запасом топлива (по существу, запасом характеристической скорости), необходимого для реализации маневров.

МТА космического базирования. При космическом базировании МТА целиком или по частям доставляется на низкую околоземную орбиту, где осуществляются его окончательная сборка и, при необходимости, заправка топливом. При этом все последующие заправки и ремонтно-восстановительные работы также осуществляются на орбите. При космическом базировании предполагается существенно уменьшить массу силовой конструкции (в случае его выведения без топлива), а также массу теплозащиты (исключаются проблемы, связанные с обмерзанием баков и с аэродинамическим нагревом при выведении). На рис. 25.8 в качестве примера представлена предварительная компоновочная схема МТА космического базирования, предложенная в одном из отечественных проектов («ОКА-Т»). Другим примером является компоновочная схема МТА (проект США), предназначенного для высокоэнергетических переходов и оснащен-

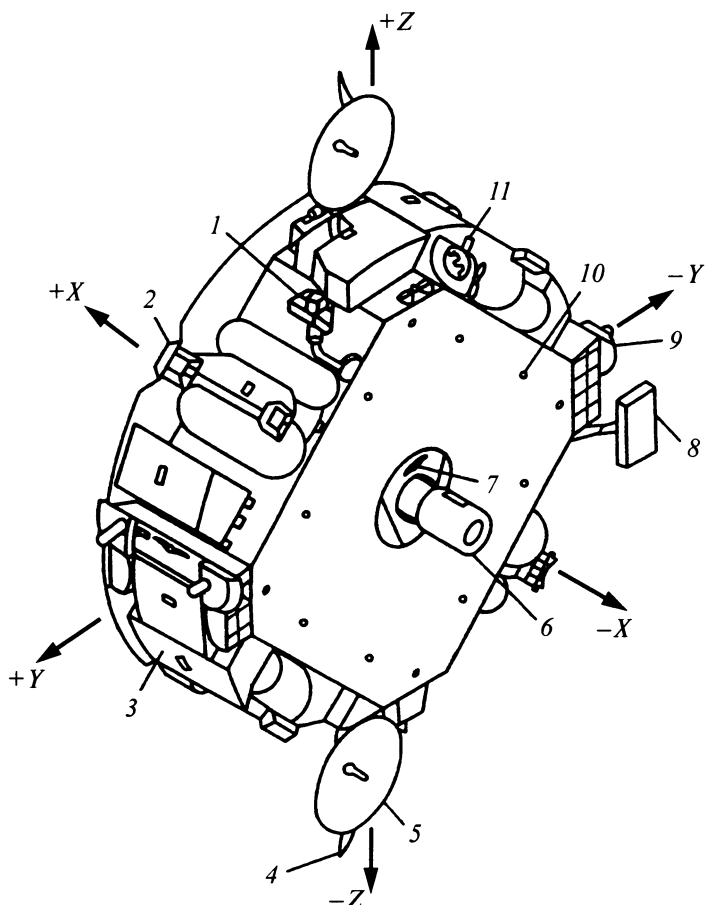


Рис. 25.7. Компоновка дистанционно управляемого МТА (на примере МТА OMV) [25.1]:

1 — раскрываемые телекамеры; 2 — блок двигателей малой тяги системы ориентации и стабилизации; 3 — блочные радиаторы системы обеспечения температурного режима; 4 — всенаправленная дучастотная антенна для связи с навигационными ИСЗ; 5 — остронаправленные антенны; 6 — выдвижная штанга стыковочного механизма; 7 — телевизионные камеры и сигнальные огни системы стыковки; 8 — радиолокационная антенна; 9 — цапфы узлов крепления; 10 — плата для крепления полезных грузов; 11 — узел крепления МТА

ного криогенными двигателями. Основную долю сухой массы такого МТА составляет масса топливных баков 8, 9 (рис. 25.9). С целью облегчения конструкции каждый из топливных баков выполнен в виде

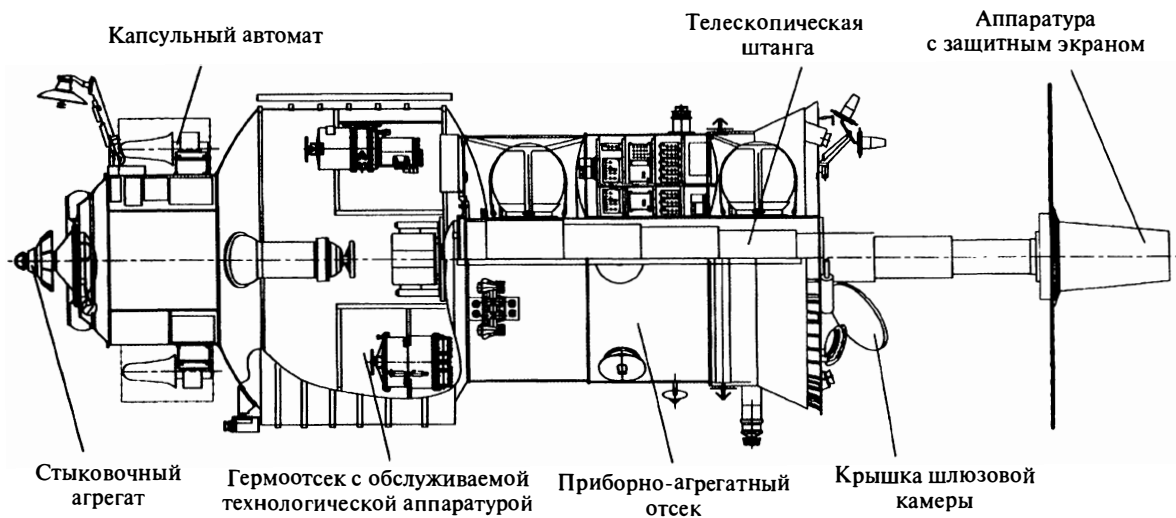


Рис. 25.8. Предварительная компоновочная схема МТА космического базирования «ОКА-Т» (проект) [25.6]

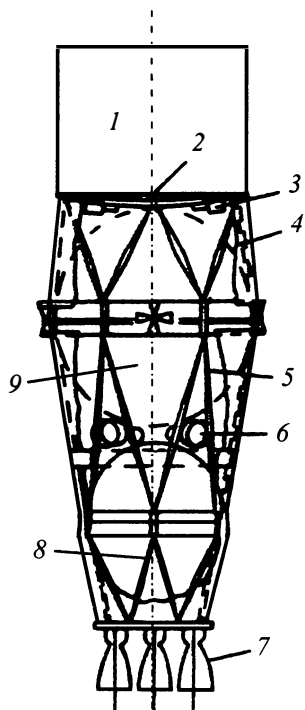


Рис. 25.9. Пример компоновочной схемы МТА космического базирования с криогенной ДУ [25.1]:

1 — отсек полезного груза; 2 — стыковочный шпангоут; 3 — радиоэлектронное оборудование; 4 — многослойная теплоизоляция; 5 — ферма из композиционного материала; 6 — баллоны с рабочим телом системы наддува и системы исполнительных органов; 7 — маршевые двигатели; 8 — бак кислорода; 9 — бак водорода

двух полусфер и промежуточного шпангоута, через который передаются усилия от двигателей к полезному грузу. Передача усилий осуществляется через фермы, стыкующиеся на промежуточных шпангоутах топливных баков. В качестве конструкционных материалов для ферм рассматриваются композиционные материалы, что позволяет минимизировать их массу. Для предотвращения интенсивного испарения предполагается использование экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ), например, из слоев каптона с алюминиевым покрытием, разделенных нейлоновыми сетками. Такое конструктивное решение теплоизоляции позволяет использовать ее и как противометеоритную защиту. Вероятность пробоя микрометеоритом бака таких размеров весьма мала и еще может быть уменьшена при базировании на орбите в специальных ангарах. Для управления МТА можно использовать систему исполнительных органов, включающих определенное число ЖРД малой тяги на высококипящих компонентах, расположенных на шпангоуте топливного бака. Эти же двигатели можно использовать для сближения и стыковки.

МТА с ЭРД. Отличительными особенностями таких аппаратов, как уже отмечалось выше, являются:

- значительно больший по сравнению с РДТТ, ЖРД и ЯРД удельный импульс и чрезвычайно низкий уровень тяг и, как следствие, очень большое время полета;
- высокий уровень энергопотребления и, как следствие, большая доля в конечной массе аппарата энергетической установки.

Эффект от высокого импульса очевидный, так как (в соответствии с формулой Циолковского) приводит к уменьшению потребных запасов рабочего тела. Низкий уровень тяг предопределя-

ет существенно меньшие (по сравнению с рассмотренными выше вариантами) уровни перегрузок (10^{-4} ... 10^{-3}), что соответственно снижает уровень эксплуатационных нагрузок на транспортируемые грузы.

Большая продолжительность полета является принципиальным недостатком таких МТА, так как увеличивает массу всех служебных систем МТА (и полезной нагрузки), зависящих от времени полета, в связи с чем при выборе схемных решений таких аппаратов большое значение имеет время перелета.

Высокий уровень энергопотребления кроме проблем, связанных с массой энергоустановки, прямо зависящей от ее мощности, из-за относительно невысокого КПД энергопреобразователей и ЭРД порождает проблемы, связанные с обеспечением теплового режима.

МТА с ЭРД обычно предлагаются в одноступенчатом варианте. В некоторых проектах для транспортировки энергетических ИСЗ предлагается использовать двухступенчатый аппарат. При этом на первом этапе полета используется энергия, вырабатываемая на этом ИСЗ, а на низкую околоземную орбиту возвращается ступень, содержащая наиболее дорогие элементы МТА и оснащенная другим типом ДУ, например ЯЭРД. Заслуживают внимания также двухступенчатые варианты, когда дополнительная ступень большой тяги (с ЖРД или РДТТ) позволяет существенно снизить время перелета, в том числе в радиационных слоях Земли.

На схемное решение МТА с ЭРД большое влияние оказывает тип энергетической установки, используемой в качестве основного источника энергоснабжения. В настоящее время рассматриваются два основных типа: солнечная и ядерная энергетические установки и, соответственно, солнечный электроракетный двигатель (СЭРД) и ядерный электроракетный двигатель (ЯЭРД).

Ниже рассматриваются характерные особенности МТА с каждой из этих энергетических установок на примерах соответствующих проектов, разработанных в рамках поисковых исследований.

Ключевые особенности МТА с ЯЭРД связаны со спецификой ядерной энергетической установки (ЯЭУ). Любой тип такого космического МТА включает три основных элемента:

- источник тепловой энергии — ядерную установку;
- преобразователь тепловой энергии в электрическую;
- устройство для отвода части первичной энергии, неиспользуемой в процессе преобразования, в окружающее пространство (холодильник-излучатель).

Общий КПД преобразования тепловой энергии ядерного реактора в электрическую не превышает 25...30 %, поэтому 70...75 % первичной

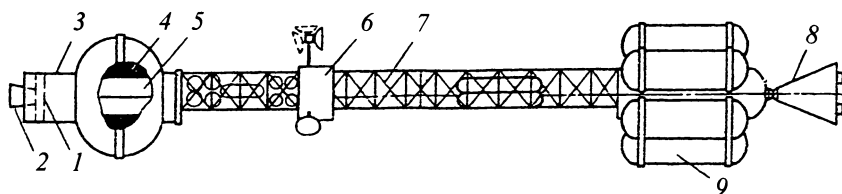


Рис. 25.10. Компоновочная схема МТА с ЯЭРД [25.5]:

1 — торовый бак с аргоном; 2 — отсек полезного груза; 3 — шпангоут крепления полезного груза; 4 — радиатор системы преобразования энергии; 5 — антенна системы связи; 6 — экран; 7 — реактор; 8 — ЭРД в сложенном состоянии; 9 — ЭРД в рабочем положении

энергии должно рассеиваться в окружающее пространство. Это приводит к функциональной значимости холодильников-излучателей и весьма существенной их доли в массе ЯЭУ. Наибольшее распространение в проектах космических МТА получили холодильники-излучатели в виде оребренных трубок (по ним протекает теплоноситель), соединенных в цилиндрические или конические панели. Для снижения уровня радиации в зоне полезного груза в компоновочных схемах таких МТА предполагается разнесение МТА и отсеков с полезным грузом на возможно большие расстояния (особенно это касается пилотируемых аппаратов) и включение в состав ЯЭУ специальных средств радиационной защиты. В качестве примера на рис. 25.10 представлена компоновочная схема МТА с ЯЭРД на базе ядерной энергетической установки с реактором SP-100 (США). Ядерная энергоустановка предельно удалена вдоль продольной оси от остальных отсеков аппарата, а отсек с оборудованием служебных систем расположен вблизи центра масс.

Характерной особенностью МТА, использующих солнечные энергетические установки, является наличие крупноразмерных панелей площадью в сотни квадратных метров даже для относительно небольших установок. Практически пропорциональная зависимость между потребными мощностью и площадью, а следовательно, и массой панелей является одной из слабых сторон проектов МТА с СЭРД. Вторым недостатком является деградация свойств элементов солнечных батарей при прохождении радиационных поясов. В то же время из-за исключения из состава МТА составляющих масс, связанных с запасами рабочего тела для маршевой ДУ, которые тем больше, чем больше потребный суммарный импульс тяги, проекты таких аппаратов рассматриваются как перспективные. Их рассматривают для самых различных целей — от транспортировки полезного груза на высокие околоземные ор-

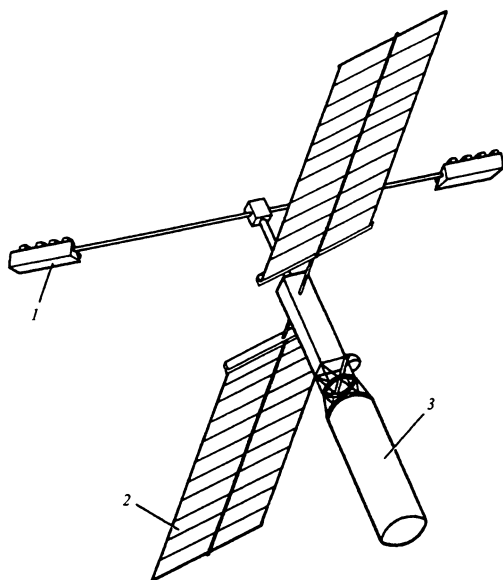


Рис. 25.11. Компоновочная схема МТА с солнечной ЭРД [25.5]:

1 — блок ионных двигателей; 2 — панели солнечных батарей; 3 — полезный груз

биты до транспортировки к другим планетам Солнечной системы или другим небесным телам.

На рис. 25.11 представлена компоновочная схема МТА с СЭРД, иллюстрирующая характерную особенность таких МТА, которая заключается в том, что габаритные размеры аппарата в рабочем положении значительно превосходят габариты зоны полезного груза РКН, в связи с чем предполагается использование разворачиваемых элементов (солнечных батарей, штанг с ЭРД и т.д.).

Пилотируемые МТА. Расширение сферы деятельности в космическом пространстве предполагает использование в космосе пилотируемых объектов, в том числе и МТА. ТКА «Союз», одна из модификаций которого представлена на рис. 25.12. Он предназначен для обеспечения пилотируемых полетов с возвращением на Землю участников пилотируемых программ, в том числе Международной космической станции, и является хорошей иллюстрацией сложности компоновки (и аппарата в целом).

При космическом базировании пилотируемого МТА, предназначенного только для межорбитальной транспортировки экипажа и грузов, компоновочное решение (как и весь аппарат) может быть упрощено. В качестве примера на рис. 25.13 представлено компоновочное

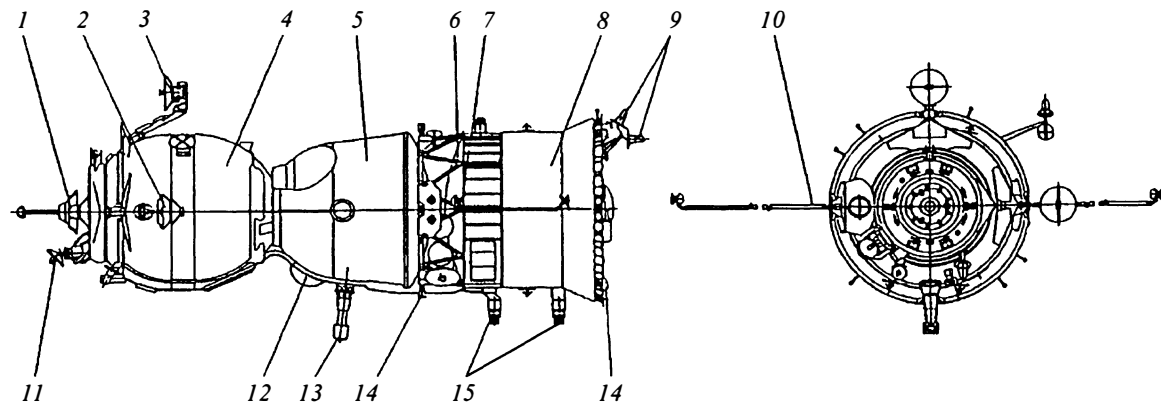


Рис. 25.12. Общий вид космического корабля «Союз-ТМ»:

1 — стыковочный агрегат; 2 — антенна узконаправленная системы сближения; 3 — антенна автосопровождения системы сближения; 4 — бытовой отсек; 5 — спускаемый аппарат; 6 — переходной отсек; 7 — приборный отсек; 8 — агрегатный отсек; 9 — антенна всенаправленная системы сближения; 10 — солнечные батареи; 11 — антенна ориентации; 12 — блок двигателей управления спуском; 13 — оптический ориентатор; 14 — двигатели причаливания и ориентации; 15 — блок датчиков инфракрасной вертикали

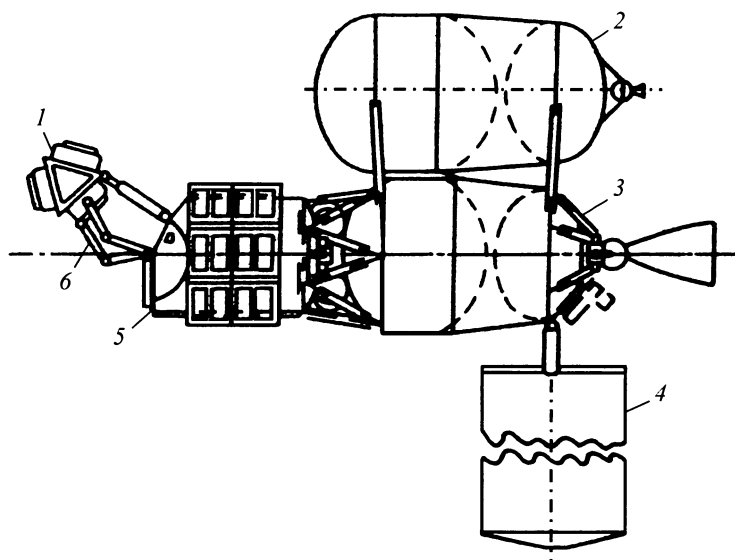


Рис. 25.13. Укрупненная компоновочная схема пилотируемого МТА [25.1]:

1 — ИСЗ; 2 — подвесной бак; 3 — ДУ; 4 — модули для замены на ИСЗ; 5 — отсек экипажа; 6 — манипуляторы

решение МТА (проект США), предназначенного для доставки на борт космической станции требующего осмотра и/или ремонта другого космического объекта (например, геостационарного ИСЗ). Очевидно, что на схемное решение МТА наличие на борту экипажа накладывает весьма ощутимый отпечаток, предопределяя, в первую очередь, возврат аппарата вместе с экипажем на базовую низкую орбиту, а также наличие соответствующих систем и отсеков, обеспечивающих жизнедеятельность людей на его борту. Исходя из массы предполагаемого транспортируемого груза и учитывая характер задачи (или задач), можно делать оценки энергетических и массовых характеристик аппарата в целом. В качестве примера ниже рассмотрены результаты расчетов, выполненных в рамках этого проекта. В исходных данных предусматривался экипаж из двух человек, предназначенный для обслуживания космических объектов на геостационарной орбите; масса полезного груза, доставляемая на эту орбиту, — 5500 кг, масса полезного груза, возвращаемая на базовую орбиту, — также 5500 кг. Укрупненная массовая сводка такого МТА приведена в табл. 25.3.

Из-за значительной стартовой массы на базовой орбите при разработке этого проекта было заложено схемное решение, предполагаю-

Укрупненная сводка МТА (в кг)

Стартовая масса	90 540
Отсек экипажа (включая запасы продуктов)	3193
ДУ (включая конструкции топливных баков)	4168
Подвесные баки (сухая масса), 3 шт.	5130
Целевое оборудование	2577
Общий запас топлива	75 472

шее сборку МТА на орбите. При этом составные части МТА доставляются на орбиту за четыре рейса средств выведения соответствующей грузоподъемности в следующей последовательности. Первым рейсом доставляется базовая конструкция, включая запас топлива в ее баках. Кроме ДУ в состав базовой конструкции входят отсек экипажа и панели солнечных батарей (т.е. МТА без подвесных баков). Суммарная масса базовой конструкции составляет 26,6 т. Следующие три рейса предназначены для доставки подвесных топливных баков. Каждым рейсом доставляется один топливный бак вместе с запасом топлива (масса приблизительно 21,5 т). Топливные баки крепятся к базовой конструкции под углом 120° один относительно другого. После завершения работ на геостационарной орбите и возврата МТА на низкую орбиту ИСЗ подвесные баки сбрасываются с базовой конструкции и, чтобы не засорять космическое пространство вокруг Земли, за счет небольшого импульса переводятся на траекторию входа в атмосферу, где и сгорают.

Список литературы

25.1. Сердюк В.К., Толяренко Н.В. Межорбитальные транспортные аппараты (Итоги науки и техники, серия «Ракетостроение и космическая техника»). М.: ВИНТИ, 1995. 288 с.

25.2. Космонавтика: Энциклопедия / гл. ред. В.П. Глушко. М.: Сов. энциклопедия, 1985. 528 с.

25.3. Уманский С.П. Ракеты-носители. Космодромы. М.: Рестарт+, 2001. 218 с.

25.4. Захаров Ю.А. Проектирование межорбитальных космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1984. 176 с.

25.5. Гришин С.Д. и др. Проектирование космических аппаратов с двигателями малой тяги / С.Д. Гришин, Ю.А. Захаров, В.К. Оделевский. М.: Машиностроение, 1990. 224 с.

25.6. Семенченко В.И. и др. Перспективный космический комплекс «ОКА-Т-МКС» // Российский космос. 2006. № 7.

ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ МТА

Структурная схема МТА. Функциональные задачи ДУ. Общие требования. Маршевые двигатели. Химические ракетные двигатели малой тяги. Электрореактивные двигатели

МТА со времени появления их первых прообразов (блок «Е», блок «Л», РАМ D и др.) претерпели весьма существенные изменения как по составу, так и по возлагаемым на них функциям. В соответствии с современным представлением о МТА — это сложная техническая система с многоуровневой иерархической структурой, подобной структуре РН в части обеспечения требуемого приращения скорости и структуре современного КА в том, что касается комплекса служебных систем. В примере *структурной схемы МТА*, приведенной на рис 26.1, представлены функциональные структурные элементы, каждому из которых предписана определенная функция. Их интегрирование от уровня к уровню снизу вверх приводит к реализации собственно функции МТА как транспортной единицы космической инфраструктуры. Представленная структурная схема не является исчерпывающей или обобщенной для МТА в целом, а является только иллюстрацией представления о МТА как совокупности функциональных систем, подсистем и т.д., обеспечивающих его функции в системе более высокого иерархического уровня. Каждый конкретный вариант МТА, в зависимости от целей исследования, будет представлен подобной, но индивидуальной структурной схемой.

Следует заметить также, что в проектной практике представляет интерес еще один вид структуризации аппарата как конструкторско-технологической единицы, структурные элементы которого представляют сборки соответствующих уровней, конструктивные элементы и рабочие тела соответствующих функциональных систем. Основными показателями элементов этой структурной схемы являются их массы, формирующие в итоге массовую сводку аппарата.

Возвращаясь к структурной схеме на рис. 26.1, отметим, что ее состав определяется требованиями к МТА в целом и его схемным решением. В таком виде, как структурная схема представлена на этом рисунке, она соответствует некоторому гипотетическому аппарату с определенным схемным решением и с присущими ему функциями. Тем не менее, в представленном наборе имеется ряд структурных единиц,

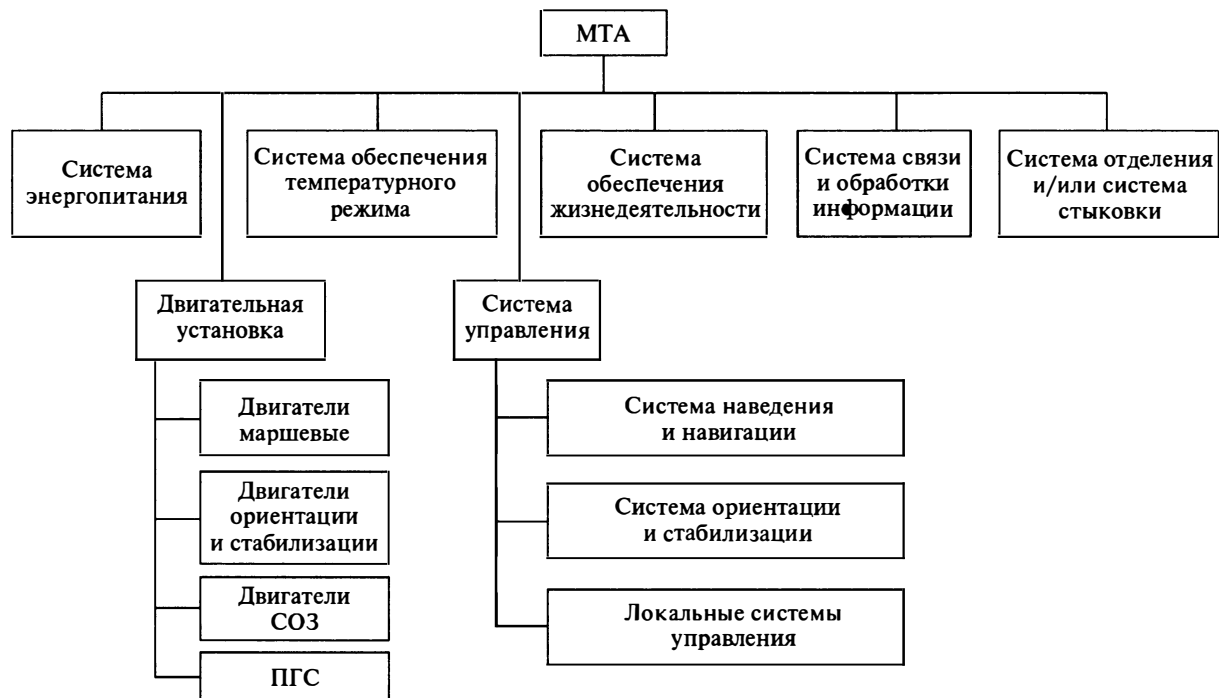


Рис. 26.1. Пример структурной схемы МТА

которые будут всегда повторяться в любом МТА, независимо от его назначения и сложности (например, ДУ, СУ и некоторые другие).

Требования к аппарату, которые обсуждались ранее, и его функциональная структурная схема в соответствии с системными принципами проектирования формируют основу древовидной многоуровневой структуры требований, которые позволяют вести относительно независимую разработку и оценку систем с периодическим согласованием их параметров.

Среди многих показателей, характеризующих каждую структурную единицу функциональной схемы и отражающих их индивидуальность, всегда будут присутствовать однотипные показатели, такие как масса, объем, энергопотребление, ресурс, надежность, стоимость и др., которые являются основой для оценки характеристик МТА в целом.

Далее будут рассмотрены несколько наиболее типовых систем ДУ с акцентом на функции, требования, основные параметры и характеристики, а также некоторые возможные варианты их реализации.

Двигательная установка (ДУ) является ключевой системой любого МТА, схемное решение и ее характеристики во многом определяют совершенство МТА в целом. Перечень *функциональных задач ДУ* достаточно большой, и если представить его в соответствии с последовательностью основных этапов полета, то в общем случае он будет выглядеть следующим образом:

- успокоение орбитального блока (ОБ), включающего МТА и полезный груз, после отделения от РН;
- доведение ОБ на опорную орбиту;
- закрутка ОБ (при необходимости);
- обеспечение заданной программы ориентации и стабилизации на пассивном участке полета;
- переориентация и стабилизация ОБ перед сообщением ему импульса скорости;
- коррекция траектории;
- удержание МТА или ОБ при разгрузке электромеханических систем ориентации и стабилизации;
- сближение и стыковка с другим космическим объектом;
- увод МТА от отсека полезного груза или других космических объектов.

Вышеприведенные функции не относятся к какому-то одному типу МТА. Их набор зависит от назначения конкретного аппарата. Кроме того, выполнение всех перечисленных функций одним типом ДУ может быть невозможным или нерациональным. Как правило, современные МТА содержат несколько типов ДУ с определенным распределением функций. Это отражено на рис. 26.1, где кроме маршевой ДУ предусмотрено наличие двигателей системы обеспечения за-

пуска и двигателей системы ориентации и стабилизации, которые могут быть объединены в составе общей ДУ.

Состав требований к ДУ в значительной степени зависит от индивидуальности МТА и схемного решения ДУ, однако можно представить некоторый их перечень, определенный здесь как *общие требования*:

- работа в непрерывном режиме с заданными величиной тяги и ресурсом;
- работа в импульсном режиме с заданными величиной импульса и ресурсом;
- высокое быстродействие для обеспечения точного управления движением;
- высокая экономичность расхода топлива;
- минимальное энергопотребление;
- стабильность характеристик;
- высокая надежность;
- минимальные габариты и масса;
- простота эксплуатации;
- низкая стоимость.

В двигательных установках МТА находят применение в основном химические (ЖРД и РДТТ) и газоструйные двигатели, реже ЭРД и в дальней перспективе — ЯРД.

В отечественной практике наиболее широкое применение нашли ЖРД и ЭРД. Это объясняется высокой степенью их отработки и массовой эффективностью, которая тем выше, чем больше требуемая величина приращения скорости, обеспечиваемая ДУ. Для длительных полетов отдается предпочтение двигателям на высококипящих компонентах, а для кратковременных полетов с большими приращениями скорости находят применение двигатели на криогенных компонентах. Общей для ЖРД является проблема запуска в условиях невесомости, для решения которой ЖРД оснащаются системами обеспечения запуска (СОЗ). Ниже рассмотрены отличительные особенности, характеристики и типовые схемные решения ДУ, в первую очередь на базе химических (ЖРД) двигателей.

Отличительные особенности ДУ в составе МТА следующие:

- наличие в составе одного аппарата нескольких типов двигателей и ДУ;
- многократность включения;
- функциональное разделение маршевого двигателя и двигателей системы ориентации и стабилизации (СОИС);
- возможность использования одних двигателей для решения функциональных задач других двигателей;
- разделение систем двигателя и систем наддува;
- использование, как правило, газобаллоновых систем наддува;

- широкое использование дублирования систем, включая двигатели;
- наличие специальных систем или устройств для обеспечения запуска в невесомости.

Состав жидкостной двигательной установки МТА можно представить в виде трех ключевых систем (рис. 26.2): наддува, хранения компонентов топлива и собственно двигателей. Из возможного разнообразия *систем наддува*, как упоминалось выше, в силу многих причин (автономности, простоты и т.д.) используются газобаллонные системы. В МТА первого поколения в качестве рабочего тела в основном использовался азот, а в современных аппаратах предпочтение отдается гелию, хранящемуся в сферических баллонах высокого давления (более 20 МПа).

Система хранения компонентов топлива включает в себя от одного до нескольких баков и элементов пневмогидросистемы ДУ, обеспечивающих определенные условия их хранения и выработку. Конструктивное исполнение топливных баков зависит от выбора компонентов топлива, системы подачи топлива, системы обеспечения запуска и др. В частности, вытеснительная система подачи предполагает использование толстостенных баков простых форм, а конструктивное исполнение баков для турбонасосной подачи во многом подобно решениям, характерным для верхних ступеней РН.

Состав *двигателей* определяется возлагаемыми на ДУ функциями. В общем случае он может быть представлен следующим перечнем:

- маршевые двигатели;
- двигатели сближения и причаливания;
- двигатели СОИС;
- двигатели СОЗ.

Однако на практике, в силу разных причин, встречаются как раздельные ДУ для реализации индивидуальных функций, так и различные сочетания двигателей в рамках объединенной (комплексной) двигательной установки. Представленная на рис. 26.2 двигательная установка содержит только один маршевый двигатель. В составе МТА, оснащенного таким двигателем, для управления вокруг центра масс может быть включена другая ДУ (ДУ СОИС), которая может быть использована также и в системе обеспечения запуска. Такое решение характерно для ряда отечественных МТА («Бриз-М», «Бриз-КМ», «Блок ДМ»). Еще одним примером комплексной ДУ являются ДУ КА «Союз» и «Прогресс», включающие еще более широкий набор двигателей, а именно: корректирующий двигатель относительно большой тяги, выполняющий роль маршевого двигателя, и набор ЖРД малой тяги, обеспечивающих операции по управлению движением вокруг центра масс, сближения и причаливания.

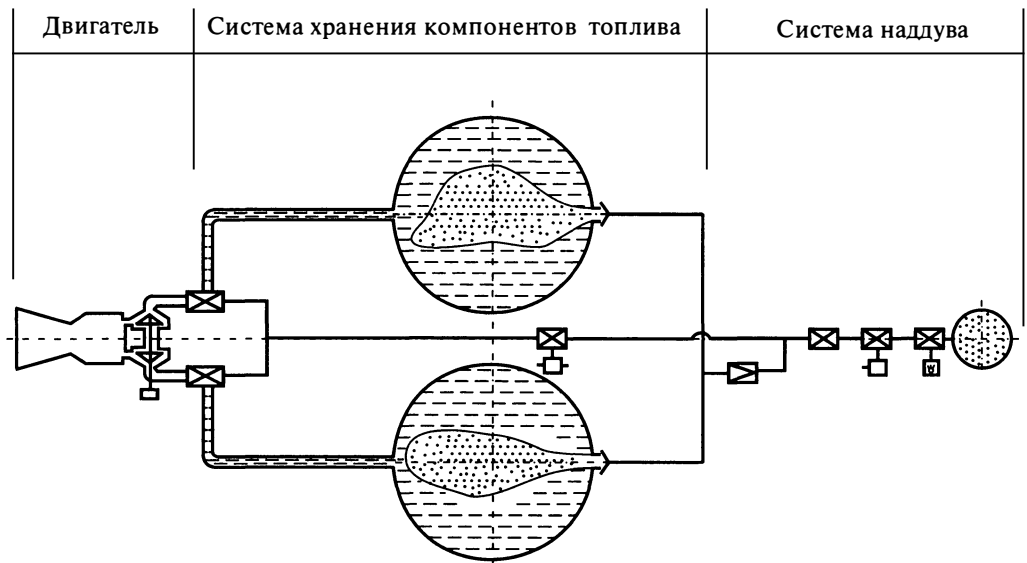


Рис. 26.2. Характерный состав ДУ с ЖРД

Большая номенклатура двигателей predeterminedена существенным различием требований, вытекающих из их функционального назначения.

В частности, в перечень требований к характеристикам *маршевых двигателей*, имеющих достаточно высокий уровень тяг (более 10 кН), входят, как правило:

- компоненты топлива;
- тяга и точность ее реализации;
- удельный импульс тяги;
- циклограмма;
- число включений;
- продолжительность космического полета;
- условия полета.

Учитывая относительно большие потребные запасы характеристической скорости, а следовательно, значимость величины удельного импульса тяги, в таких двигателях применяются турбонасосные системы подачи, позволяющие обеспечивать высокие уровни давления в камере сгорания и, как следствие, более высокие значения удельного импульса тяги по сравнению с двигателями с вытеснительной системой подачи. Применяются как высококипящие, так и низкокипящие двухкомпонентные топлива. Использование низкокипящих компонентов топлива порождает серьезную проблему обеспечения теплового режима и появление в составе МТА соответствующих систем. В табл. 26.1 представлены основные характеристики нескольких ЖРД, используемых в отечественных МТА (или проектах МТА).

Заправляемая масса топлива маршевой ДУ с учетом гарантийных и невырабатываемых запасов в первом приближении может быть определена с использованием формулы Циолковского, т.е.:

$$m_T = (1,03...1,05)m_0 \left(1 - \exp \left(-\frac{v_\Sigma}{I_{уд}} \right) \right), \quad (26.1)$$

где m_0 — начальная масса аппарата; v_Σ — суммарный потребный запас характеристической скорости; $I_{уд}$ — удельный импульс тяги маршевых двигателей.

Остальные из упомянутых двигателей (сближения, ориентации и др.) имеют ряд специфических особенностей, касающихся характера их функционирования и, следовательно, требований к ним. Таковыми особенностями являются:

- низкий уровень тяг (от единиц до нескольких сот ньютонов);
- компоненты топлива — высококипящие;

Основные характеристики отечественных ЖРД МТА

Характеристика	11Д426	14Д30	С5.92	РД-58М	КВД1МЗ	РД-0146
Компоненты топлива	АТ + НДМГ	АТ + НДМГ	АТ + НДМГ	Кислород + синтин	Кислород + водород	Кислород + водород
Тяга, кН	3,09	19,62	19,91	85	103	98
Удельный импульс, м/с	2862	3255	3270	3538	4611	4628
Число включений	30	10	20	6	2	2
Продолжительность полета, ч	Не ограничена	Не ограничена	Не ограничена	Не более 7	Не более 7	Не более 7
Масса, кг	270	95	76,5	310	361	261

- относительно небольшой потребный запас характеристической скорости;
- функционирование как в непрерывном режиме, так и в импульсном;
- высокие требования к точности величин импульсов тяги;
- использование в подавляющем большинстве случаев вытеснительной системы подачи компонентов;
- широкое использование резервирования элементов ПГС и двигателей;
- большая продолжительность космических полетов;
- большое число включений и др.

Для таких *химических* ракетных двигателей в отечественной практике часто встречается название *ракетные двигатели малой тяги* (РДМТ). Перечень требований к характеристикам таких двигателей также имеет свою специфику и включает, как правило, две группы: энергомассовые и динамические.

К энергомассовым характеристикам принято относить следующие:

- тягу P ;
- удельный импульс тяги $I_{уд}$;
- суммарный импульс $I_{сум} = P\tau_{сум}$;
- массу ДУ $m_{ду}$;
- относительный импульс ДУ $\frac{I_{сум}}{m_{ду}}$,

а к динамическим характеристикам:

- быстродействие ДУ;

- полосу пропускания командных сигналов, характеризующуюся частотой $f = \frac{1}{T_c}$ и скважностью $\gamma = \frac{\tau_c}{T_c}$ пропускания сигналов;

- величину и стабильность минимального импульса.

В зависимости от выполняемых операций они могут работать в непрерывном и импульсном режимах. При этом число включений исчисляется десятками тысяч, а продолжительность единичного включения — сотыми долями секунд.

В отечественной практике используются как однокомпонентные, так и двухкомпонентные РДМТ. В табл. 26.2 представлены технические характеристики серийно выпускаемых отечественной промышленностью однокомпонентных, а в табл. 26.3 — двухкомпонентных двигателей, которые успешно использовались в различных космических аппаратах.

Большую номенклатуру двухкомпонентных двигателей на высококипящих компонентах (АТ + НДМГ) и их широкое использование в составе самых разных аппаратов можно объяснить следующими обстоятельствами:

- относительно высоким по сравнению с газоструйными и однокомпонентными двигателями удельным импульсом;
- использованием на борту аппарата одних и тех же компонентов для маршевых, корректирующих двигателей и исполнительных органов системы управления (МТА «Бриз-М», КА «Прогресс»);
- возможностью их объединения в составе единой ДУ с двигателями системы ориентации и двигателями СОЗ;
- большим опытом их использования в составе многих ДУ КА с большими ресурсами и продолжительностью полетов.

Таблица 26.2

Характеристики отечественных однокомпонентных (гидразиновых) РДМТ

Характеристика	ДОТ-5	ДОТ-25	ДОК-10	ДОК-50
Номинальная тяга, Н	5	25	10	50
Удельный импульс, м/с	2255	2300	2250	2250
Давление в камере сгорания, МПа	0,38	0,45	1,0	0,8
Продолжительность включения, с:				
минимальная	0,05	0,05	0,05	0,05
максимальная	8000	6000	600	600
Суммарное время работы, с	120 000	25 000	1500	1500
Количество включений	55 000	6000	4000	4000

**Характеристики отечественных двухкомпонентных РДМТ
(азотный тетраоксид и несимметричный диметилгидразин)**

Характеристика	Тяга РДМТ, Н				
Тяга, Н	12	50	100, 135	200	400
Удельный импульс на непрерывном режиме, м/с	2740	2500	2550	2500	2500
Время набора тяги до 90 % от номинального значения, с	0,015	0,030	0,030	0,030	0,030
Масса, кг	0,55	1,0	1,2	2,0	2,5

При предварительной проработке проектных решений МТА приближенные затраты топлива на осуществление характерных операций с использованием ракетных двигателей малой тяги представлены ниже.

Подготовка повторного запуска ЖРД. Относительная масса топлива, расходуемого для обеспечения запуска за счет ускорения аппарата, необходимая для i -й операции запуска ЖРД, определяется по формуле

$$\bar{m}_{\text{СОЗ}_i} = \frac{m_{\tau_i}}{m_{\kappa_i}} = \frac{ng_0 t}{I_{\text{удСОЗ}}}, \quad (26.2)$$

где m_{τ_i} — масса топлива, необходимая для i -й операции запуска; m_{κ_i} — конечная масса (масса МТА к моменту завершения операции); n — перегрузка МТА в процессе операции (0,001...0,002); t — продолжительность операции (5...10 мин); $I_{\text{удСОЗ}}$ — удельный импульс двигателей СОЗ (2000...3000 м/с).

Закрутка МТА. Сообщение определенной частоты вращения аппарату способствует выравниванию температурных полей по объему компонентов топлива. Относительная масса топлива, необходимая для осуществления закрутки, может быть определена следующим образом:

$$\bar{m}_{\text{зак}} = \frac{m_{\tau_i}}{m_{\kappa_i}} = \frac{\omega I_{\text{МТА}}}{I_{\text{удзак}} m_{\kappa_i} l}, \quad (26.3)$$

где ω — частота вращения; $I_{\text{МТА}}$ — момент инерции аппарата вокруг оси вращения; l — плечо от двигателя до центра масс аппарата; $I_{\text{удзак}}$ — удельный импульс двигателя, обеспечивающего закрутку.

Стабилизация МТА. Расходы рабочего тела для осуществления этой операции можно оценить с помощью следующей зависимости:

$$\bar{m}_{\text{ст}} = \frac{m_{\tau_i}}{m_{\kappa_i}} = \frac{t_{\text{ст}} (P \tau_{\min})^2 l}{4 \Delta I_{\text{удст}} m_{\kappa_i} I_{\text{МТА}}}, \quad (26.4)$$

где $t_{\text{ст}}$ — время стабилизации; $\tau_{\min}$ — минимальное время включения двигателя; Δ — предельный угол отклонения; P — тяга двигателя, обеспечивающего стабилизацию; $I_{\text{удст}}$ — удельный импульс двигателя, обеспечивающего стабилизацию.

Минимальное время включения двигателей стабилизации в первом приближении можно принять равным 0,04...0,08 с. Предельные углы отклонения МТА при точной стабилизации не превышают 5...10', а при грубой — могут составлять несколько градусов.

Программные развороты МТА. Расход рабочего тела реактивной системы управления, обеспечивающей программные развороты, можно оценить по следующей зависимости:

$$\bar{m}_{\text{пр}_i} = \frac{m_{\tau_i}}{m_{\kappa_i}} = \frac{2}{I_{\text{удпр}}} \sqrt{\frac{P \Delta \vartheta I_{\text{МТА}}}{(m_{\kappa_i})^2 l}}, \quad (26.5)$$

где $\Delta \vartheta$ — угол разворота.

Заметим, что индекс « i » в вышеприведенных соотношениях используется для всех операций — от 1 до N .

Электрореактивные двигатели (ЭРД). ЭРД отличаются от других типов ракетных ДУ тем, что они используют источник энергии, независимый от рабочего тела двигателя, и реализуют принцип ускорения рабочего вещества с помощью электрической энергии. Это позволяет на один-два порядка повысить удельный импульс тяги двигателя по сравнению с двигателями на химическом топливе и в несколько раз — по сравнению с ядерными ракетными двигателями.

Главная проблема применения ЭРД в МТА — чрезвычайно высокая потребная энерговооруженность. Потребности ЭРД в электроэнергии принято оценивать отношением потребляемой двигателем электрической мощности $N_{\text{дв}}$ к создаваемой двигателем тяге P — «ценой» тяги

$$C_p = \frac{N_{\text{дв}}}{P}, \quad (26.6)$$

которая связана с важнейшими параметрами двигателя — удельным импульсом тяги $I_{\text{уд}}$ и полным тяговым КПД η известным соотношением

$$C_p = \frac{I_{\text{уд}}}{2\eta}. \quad (26.7)$$

В настоящее время известно достаточно большое количество ЭРД, реализующих различные принципы ускорения рабочего тела и отличающихся конструктивным исполнением. Основным признаком классификации ЭРД является принцип ускорения рабочего тела, в соответствии с которым принято различать следующие типы: электротермические, электромагнитные и электростатические. В табл. 26.4 представлены характерные для этих типов диапазоны значений основных параметров ЭРД.

Таблица 26.4

Укрупненные показатели ЭРД различных типов

Характеристика	Двигатели		
	электротермические	электромагнитные	электростатические
Тяга, Н	0,01...1	0,001...2.5	0,001...0,1
Удельный импульс тяги, км/с	1...25	10...70	30...100
Максимальная плотность тяги, кН/м ²	100	1	0,03
Напряжение питающего тока, В	Единицы — десятки	Десятки — сотни	Десятки тысяч
Сила питающего тока, А	Сотни — тысячи	Сотни — тысячи	Доли единицы
Мощность, Вт	Десятки — тысячи	Единицы — тысячи	Десятки — сотни
«Цена» тяги, кВт/Н	1...10	50...100	10...40
КПД, %	35...80	30...50	40...80

В электротермических ЭРД электроэнергия служит только для подогрева рабочего тела в камере сгорания, а его ускорение осуществляется за счет действия газодинамических сил так же, как в ЖРД и ЯРД. В качестве рабочего тела могут быть использованы различные низкомолекулярные или легко диссоциирующие газы и жидкости. В зависимости от принципов, используемых для нагрева рабочего тела, принято различать омические, электродуговые, индукционные и электровзрывные двигатели. В настоящее время практическое применение получили омические ЭРД. Такие двигатели достаточно успешно используются в различных ИСЗ (серии «Метеор», «Электро», «Ресурс»). В качестве примера в табл. 26.5 представлены данные по двигателю ДЭН-15, используемому в отечественной практике с начала 1980-х гг.

Основные характеристики ДЭН-15

Рабочее тело	Аммиак
Тяга, Н	0,05...0,3
Удельный импульс тяги, м/с	2000...2900
Расход рабочего тела, мг/с	18...105
Мощность, Вт	50...1000
Давление на входе, МПа	0,2...0,5
Масса, г	250...300
Габариты, мм	165×65×55
Гарантированное число включений	20 000

Широкое использование электротермических (омических) ЭРД сдерживается низким (по сравнению с ЭРД других типов) удельным импульсом тяги, который ненамного выше, чем у химических двигателей (до 9000 м/с в перспективных проектах ЭРД с водородом в качестве рабочего тела).

В **электромагнитных ЭРД** ускорение рабочего тела осуществляется за счет электромагнитной силы, т.е. тяга создается за счет взаимодействия заряженных частиц с магнитным полем. В зависимости от способа электропитания электромагнитные двигатели делятся на стационарные (непрерывного действия) и импульсные.

Исторически импульсные плазменные двигатели были первыми ЭРД, испытанными в космосе (1964 г. ИСЗ «Зонд-2»). Однако по ряду причин, в первую очередь из-за очень низкого КПД (11...15 %), широкого применения они не получили. В США такие двигатели используются более 35 лет для поддержания орбит низко- и средневысотных ИСЗ.

В отечественной практике большее внимание уделяется холловским ЭРД: стационарным плазменным двигателям (СПД) и двигателям с анодным слоем (ДАС). Начало практического использования СПД в России было положено в 1972 г. в процессе летных испытаний энергетической установки ЭОЛ-1 на ИСЗ «Метеор». В ходе испытаний впервые в мире ИСЗ был доведен на солнечно-синхронную орбиту с помощью ЭРД. В последующие годы СПД стал штатным элементом ИСЗ «Метеор» и «Метеор-Природа».

В табл. 26.6 представлены технические характеристики нескольких СПД, используемых в отечественных КА и находящихся на этапе отработки.

Технические характеристики СПД

Характеристика	СПД-50	СПД-70	СПД-100	СПД-140
Тяга, Н	0,020	0,040	0,080	0,20
Удельный импульс тяги, м/с	11 000	14 500	16 000	16 000
Мощность, Вт	400	700	1350	3000
Подтвержденный ресурс, ч	1500	3000	7500	6000...12 000 (ожидаемый)

ДАС по сравнению с СПД имеет более короткий ускорительный канал, а также меньший градиент магнитного поля и более удаленные от ионного пучка стенки в зоне ускорения ионов. Это является важным фактором снижения скорости эрозии ускорительного канала, соответственно повышения ресурса. В настоящее время несколько отечественных ДАС находятся в стадии экспериментальной отработки. Их ожидаемые характеристики представлены в табл. 26.7.

Таблица 26.7

Технические характеристики ЭРД с анодным слоем

Характеристика	Д-20	Д-38	Д-55	Д-100-I	Д-100-II	ТМ-50
Тяга, мН	0,05... 0,015	0,025... 0,080	0,040... 0,012	0,08... 0,034	0,08... 0,065	1,0...2,5
Удельный импульс тяги, м/с	14 000... 25 000	13 000 25 000	13 500... 27 000	14 500... 28 000	18 000... 42 500	30 000... 70 000
Мощность, кВт	0,2...0,4	0,4...1,0	0,8...2,5	1,3...7,5	3,5...15	20...50
Тяговый КПД	0,4	0,45	0,55	0,6	0,65	0,7...0,75

В электростатическом двигателе тяга создается за счет ускорения одноименно заряженных частиц рабочего тела в электрическом поле. По виду ускоряемых частиц различают ионные и коллоидные двигатели. В ионном двигателе вначале производится ионизация рабочего тела, после чего положительные ионы ускоряются в электростатическом поле (с помощью системы электродов) и, истекая из сопла, создают тягу (для нейтрализации заряда реактивной струи в нее инжектируются электроны). В коллоидных двигателях вместо ионов ускоряются мелкие заряженные коллоидные частицы.

Наиболее освоен метод получения ионов путем поверхностной ионизации, происходящей при соприкосновении паров рабочего тела с нагретой металлической поверхностью. Производительность этого процесса определяется соотношением между значениями потенциала ионизации рабочего тела и работы выхода материала ионизатора. Это соотношение определяет выбор в качестве рабочего тела цезия, калия, рубидия, а в качестве материала ионизатора — вольфрама. Первые ионные ЭРД прошли успешные испытания по программе «Янтарь» еще в 1960-е гг.

Сравнительный анализ различных типов ЭРД следует проводить для определенных операций, решаемых ими в составе служебных систем КА. В качестве примера в табл. 26.8 приведены сравнительные характеристики двигательной установки КА IRIDIUM (США), обеспечивающей межорбитальные переходы ($\Delta v = 420$ м / с), при использовании электронагревного (ДЭН), электродугового (ЭДД), стационарного плазменного (СПД) и ионного (ИД) двигателей при одинаковой потребляемой мощности (510 Вт).

Таблица 26.8

Сравнительные характеристики ЭРД КА IRIDIUM

Характеристика	ДЭН	ЭДД	СПД	ИД
Тяга, мН	330	62	28	19
Удельный импульс тяги, м/с	2744	4900	11 760	24 500
Мощность ДУ, Вт	510	510	510	510
Мощность ЭРД, Вт	510	460	460	460
Масса рабочего тела, кг	100	58	24,8	12
Время перехода с орбиты $H = 500$ км на орбиту $H = 780$ км, ч	4	19	42	62
Потребный ресурс, ч	234	1420	2760	4070

Следует отметить, что одними из ключевых характеристик ЭРД являются параметры электропитания. В связи с тем, что для большинства существующих и перспективных бортовых энергоустановок характерно генерирование постоянного тока сравнительно низкого напряжения (единицы — десятки В) и большой силы (до сотен А), проще всего вопрос электропитания решается в электротермических двигателях, являющихся преимущественно низковольтными и сильноточными. Кроме того, такие двигатели могут питаться и от источника переменного тока. Наибольшие трудности с электропитанием

возникают при использовании электростатических двигателей, для работы которых необходим постоянный ток высокого (до 35 ...50 кВ) напряжения, хотя и малой силы.

Выбор двигательных установок МТА является одним из самых сложных в процедуре определения схемного решения МТА в целом. Проектные работы, связанные с этими процедурами, очень трудно поддаются формализации и в основном базируются на многочисленных вариантных расчетах. Тем не менее, представляется возможным сформулировать перечень параметров МТА, влияющих на принятие схемного решения по их ДУ:

- масса полезного груза;
- запас характеристической скорости на маневрирование;
- суммарный импульс тяги;
- необходимость стыковки и число стыковок;
- число режимов ориентации и стабилизации;
- точность управления движением МТА (ошибки отработки приращений скорости, ошибки направления вектора тяги и др.);
- число включений ДУ;
- длительность непрерывного режима работы двигателя;
- максимальная и минимальная величины приращения скорости при одном включении ДУ;
- время полета МТА до последнего маневра.

Можно также сформулировать последовательность проектно-баллистических процедур, характерных для этого этапа разработки:

- формирование перечня функций, возлагаемых на ДУ МТА (например, довыведение на базовую орбиту, переход на рабочую орбиту, управление пространственным положением и т.д.);
- определение бюджета Δv для маневров по изменению параметров орбит и ограничений по уровням тяги для этих маневров;
- определение суммарных импульсов для реактивной системы управления, уровней тяг, количества циклов и т.д.;
- формирование вариантов ДУ (включая, варианты с отдельными ДУ и комплексными (объединенными) ДУ, с двигателями большой и малой тяги, жидкостными ДУ и ЭРД);
- оценка основных параметров по каждому варианту:
 - эффективного удельного импульса для маршевых ДУ и ДУ системы управления;
 - запасов топлива;
 - объемов топлива и газов наддува;
 - перечня служебных подсистем;
- оценка суммарной массы и потребляемой энергии по каждому варианту;
- выбор базового варианта.

Список литературы

26.1. **Сердюк В.К., Толяренко Н.В.** Межорбитальные транспортные аппараты (Итоги науки и техники, серия «Ракетостроение и космическая техника»). М.: ВИНТИ, 1995. 288 с.

26.2. **Двигатели 1944–2000:** авиационные, ракетные, морские, наземные. М.: ООО «АКС–Конверсалт», 1999. 434 с.

26.3. **Космонавтика:** Энциклопедия / гл. ред. В.П.Глушко. М.: Сов. энциклопедия, 1985. 528 с.

26.4. **Панкратов Б.М., Перелыгин Б.П., Чумаков В.А.** Проектирование разгонных блоков космических аппаратов: учебное пособие / под ред. В.П. Мишина. М.: МАИ, 1988. 49 с.

26.5. **Конструирование** автоматических космических аппаратов / Д.И. Козлов, Г.П. Агашков и др.; под ред. Д.И. Козлова. М.: Машиностроение, 1996. 448 с.

26.6. **Гришин С.Д., Захаров Ю.А., Оделевский В.К.** Проектирование космических аппаратов с двигателями малой тяги. М.: Машиностроение, 1990. 224 с.

26.7. **Экологические** проблемы и риски воздействий ракетно-космической техники на окружающую природную среду: справочное пособие / под общ. ред. В.В. Адушкина, С.И. Козлова и А.В. Петрова. М.: «Анkil», 2000. 640 с.

*Поведение жидкости в невесомости. Условия гарантированного за-
бора однофазного топлива. Инерционные СОЗ. Капиллярные СОЗ.
Вытеснительные СОЗ. СОЗ накопительного типа. Потенциально
возможные типы СОЗ*

Применение ЖРД в составе МТА, как и в составе любых других КА, предполагает решение одной из сложных проблем, связанных с их запуском, предшествующим реализации того или иного маневра, т.е. в невесомости, в состоянии, свободном от влияния гравитационных сил. Отсутствие такого влияния (или его незначительность) существенно изменяют характер *поведения жидкости в невесомости* в объеме, где кроме жидкой фазы имеет место газообразная (или парообразная) фаза. В этом случае доминирующими являются силы межмолекулярного воздействия, такие как *адгезия* (межмолекулярное сцепление между частицами разнородных фаз на поверхности раздела) и *когезия* (межмолекулярное сцепление между частицами одной и той же фазы), присущие всем жидкостям. Эти силы на границе «жидкость — газ», «жидкость — твердая стенка» отличаются от сил взаимодействия молекул в толще жидкости. Вследствие этого на границах раздела возникает избыточная по сравнению с энергией остального объема потенциальная энергия, пропорциональная площади раздела S :

$$E = \sigma S. \quad (27.1)$$

Эта энергия локализуется на поверхности раздела и называется поверхностной. Коэффициент пропорциональности σ равен поверхностной плотности энергии и называется поверхностным натяжением. Поверхностное натяжение имеет размерность силы на единицу длины (например, Н/м) и является для системы «жидкость — газ» физической константой, величина которой изменяется с изменением температуры и давления. Ее значение для каждой жидкости и при различных температурах и давлениях определяется экспериментальным путем. В табл. 27.1 представлены некоторые справочные данные (округленные значения) для нескольких распространенных компонентов топлив. Величина σ по существу является работой, которую нужно затратить на перенос молекулы изнутри объема к поверхности раздела, когда площадь этой поверхности возрастает на единицу.

Известно, что устойчивое равновесие любой системы характеризуется минимальным значением ее энергии. Применяя это положение к жидкости, можно утверждать, что жидкость в равновесии должна иметь минимум свободной поверхности. Именно силы поверхностного натяжения препятствуют увеличению поверхности.

Таблица 27.1

Справочные данные по некоторым жидкостям

Жидкость	Температура, °С	Поверхность контакта	$\sigma \cdot 10^3$, Н/м	θ , °
Вода	20	Сталь, воздух	72	70...90
Гидразин	20	Сталь, пар	70	0...2
Четырехокись азота	20	Сталь, пар	80	0...2
Несимметричный демитилгидразин	25	Сталь, пар	28	0
Водород	-252	Сталь, пар	2	0
Кислород	-183	Сталь, пар	13	1,3...7
Керосин	20	Сталь, пар	30	7

Нормальное состояние жидкости в невесомости характеризуется искривленной поверхностью. Кривизна поверхности и наличие сил поверхностного натяжения, действующих по касательной к поверхности раздела, приводят к сжатию объема и возникновению внутри него сил давления, направленных перпендикулярно к поверхности и уравнивающих действие поверхностных сил.

Для сферического объема жидкости радиусом R избыточное давление жидкости определяется соотношением, известным как уравнение Юнга-Лапласа

$$P = \frac{2\sigma}{R}. \quad (27.2)$$

В земных условиях при наличии гравитационного поля маловязкие жидкости в достаточно большом объеме принимают форму сосуда, в котором они находятся. Свободная поверхность жидкости занимает положение, перпендикулярное действию суммарных массовых сил. В общем случае это положение не соответствует минимуму свободной энергии. При наступлении невесомости протекает процесс, ведущий к уменьшению свободной энергии системы «жидкость — газ — стенка сосуда». Ограниченный объем жидкости, не соприка-

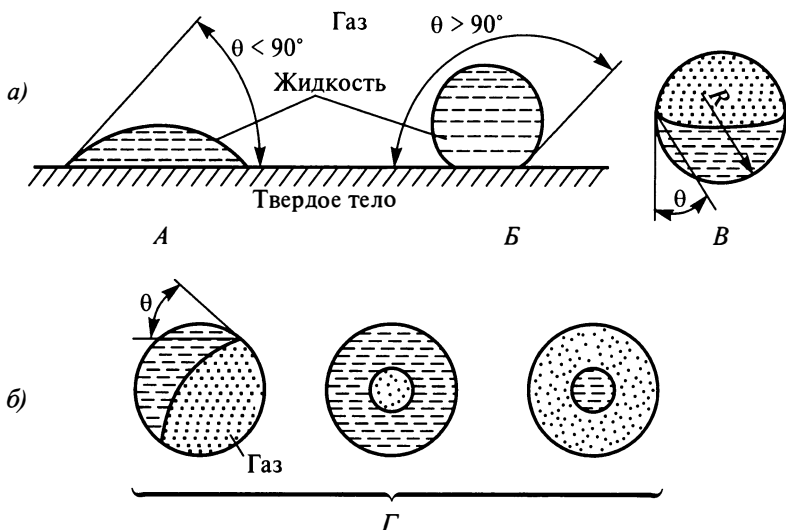


Рис. 27.1. Положение жидкости в гравитационном поле (а) и в условиях невесомости (б) [27.2]:

θ — угол смачивания; А — смачивающая жидкость; Б — несмачивающая жидкость; В — равновесное состояние в земных условиях; Г — равновесное состояние в условиях невесомости

сающейся с твердыми стенками и окруженной газом (паром), принимает под действием поверхностного натяжения сферическую форму. Эта форма отвечает устойчивому равновесию жидкости, так как сфера обладает минимальной поверхностью при данном объеме и, следовательно, минимальной свободной энергией.

На поведение жидкости и на ее форму при контакте с твердыми стенками влияет явление смачивания жидкостью этих стенок (рис. 27.1, а). Принято различать смачивающие (гидрофильные) и несмачивающие (гидрофобные) жидкости. При полном смачивании вся поверхность твердого тела покрывается жидкостью или ее пленкой. При частичном смачивании жидкость покрывает только часть поверхности. Во втором случае на линии смачивания жидкость и стенка образуют угол θ , который принято называть углом смачивания. Значение угла смачивания для различных жидкостей изменяется от 0 до 180° . Если $\theta \leq 90^\circ$ (см. рис. 27.1, А), то жидкость называют смачивающей (гидрофильной), а если $\theta > 90^\circ$ (см. рис. 27.1, Б), — то несмачивающей (гидрофобной). Угол смачивания, как и поверхностное натяжение, является функцией температуры и давления и определяется экспериментальным путем. В частности, увеличение температуры для гидрофоб-

ных жидкостей влечет за собой увеличение угла смачивания и, наоборот, для гидрофильных жидкостей — уменьшение угла смачивания.

При увеличении давления угол смачивания медленно растет как для смачивающей, так и для несмачивающей жидкостей. В табл. 27.1 представлены данные по углам смачивания для некоторых компонентов топлива.

Явление смачивания при контакте жидкости с твердыми стенками определяет также форму поверхности жидкости. Для баков различных форм она будет несколько отличаться. В качестве примера на рис. 27.1 приведены положения жидкости и формы поверхности раздела в различных условиях. При наличии тяготения топливо находится в нижней части бака, газ — в верхней (см. рис. 27.1, *В*). С наступлением невесомости поверхность раздела смачивающей жидкости и газа принимает форму, обеспечивающую условие $1/R = \text{const}$, где R — величина, определяемая значениями σ и θ . Так как в условиях невесомости нет разницы между «верхом» и «низом», то жидкость может располагаться в любой части бака (см. рис. 27.1, *Г*).

В предельных случаях:

при $\theta = 0$, что характерно для большинства жидких компонентов топлива, газ сосредотачивается внутри топлива, обволакивающего всю внутреннюю поверхность сосуда;

при $\theta = 180^\circ$ (жидкость, абсолютно не смачивающая стенки сосуда) жидкость оказывается окруженной газом. Для промежуточных значений угла смачивания наблюдается состояние, характеризующееся наличием смешанной фазы, произвольно располагающейся в объеме. Это значит, что в условиях невесомости, где нет разницы между «верхом» и «низом» (см. рис. 27.1, *Г*), смесь с преимущественным содержанием жидкости может оказаться в верхней части, а газовая фаза — в нижней. Именно такая ситуация является опасной, так как при запуске двигателя становится возможным засасывание в ТНА (в случае турбо-насосной подачи) или непосредственно в камеру сгорания (в случае вытеснительной подачи) газа или сильно загазованного топлива, что приводит к неустойчивости в работе ДУ и даже к выходу ее из строя. Чтобы исключить такую ситуацию, в составе требований к ДУ имеет место требование запуска, как правило, многократного, в условиях невесомости, сводящееся к обеспечению в момент, предшествующий запуску, *гарантированного забора однофазного топлива*. Для этого необходимо, чтобы:

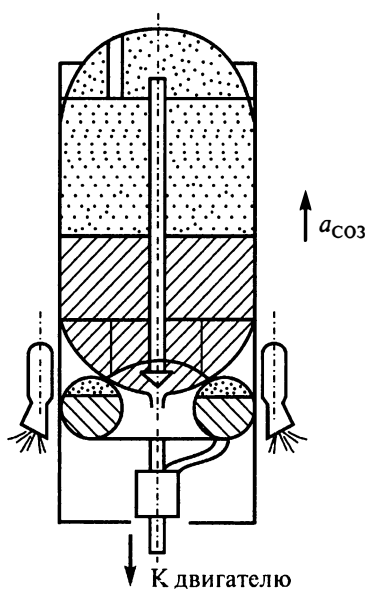
- все топливо (или определенный его объем) находилось в определенном районе бака, около заборного устройства;
- газовые включения, которые могли проникнуть в жидкость, были удалены из района около заборного устройства и не допускались в этот район;

• колебания топлива у выходного отверстия были незначительны или совсем исключались, чтобы при работе не ворвался в топливную магистраль газ за счет «оголения» заборного устройства.

Совокупность агрегатов и устройств, предназначенных для выполнения вышеупомянутого требования, принято называть системой обеспечения запуска (СОЗ). Существует достаточно много разнообразных способов обеспечения запуска, реализуемых в следующих типах СОЗ: инерционные, капиллярные, вытеснительные и накопительные.

В *инерционных СОЗ* для отделения жидких компонентов топлива от газа системы наддува используются вспомогательные средства, обеспечивающие линейное ускорение (ракетные двигатели) или центробежное ускорение (центробежные сепараторы). Кроме того, разделение жидкой и газовой фаз может быть осуществлено под влиянием ускорений, развиваемых различными силовыми полями: электрическими, акустическими, магнитными.

В силу различных причин наибольшее применение в отечественной практике получили инерционные СОЗ со вспомогательными двигателями (рис. 27.2), в качестве которых могут использоваться или управляющие двигатели, или специализированные двигатели (пороховые или жидкостные). На рис. 27.3 представлена укрупненная пневмогидравлическая схема двигательной установки СОЗ на двухкомпонентном высококипящем топливе, предназначенной для реализации упомянутых выше требований.



Основными параметрами, определяющими эффективность инерционных СОЗ, являются создаваемые двигателями ускорения a_{CO3} и продолжительность его действия t_{Σ} , обеспечивающие подготовку жидкого топлива к подаче в ТНА.

Под действием ускорения a_{CO3} жидкость перемещается к заборному устройству, затем из топлива сепарируются газовые включения и успокаиваются колебания новой свободной поверхности жидкости. Продолжительность этих процессов является оценкой времени, необхо-

Рис. 27.2. Принципиальная схема инерционной СОЗ

Рис. 27.3. Пример ПГС ДУ инерционной СОЗ

димого для подготовки двигателя к запуску. Величина вспомогательного ускорения должна превышать некоторое минимальное значение, при котором под действием инерционных сил, превышающих силы поверхностного натяжения и вязкостные силы, возможно перемещение объема топлива в направлении, противоположном направлению ускорения.

Минимальное ускорение можно определить с помощью следующего соотношения, подтвержденного экспериментом:

$$a_{\min} = 3,369 \frac{\sigma}{(\rho_{\text{ж}} - \rho_{\text{г}}) D_6^2}, \quad (27.3)$$

где σ — поверхностное натяжение (капиллярная постоянная); $\rho_{\text{ж}}$, $\rho_{\text{г}}$ — плотности жидкости и газа соответственно; D_6 — диаметр топливного бака.

Для реальных топлив и размеров баков $a_{\min} \approx 10^{-5} g_0$.

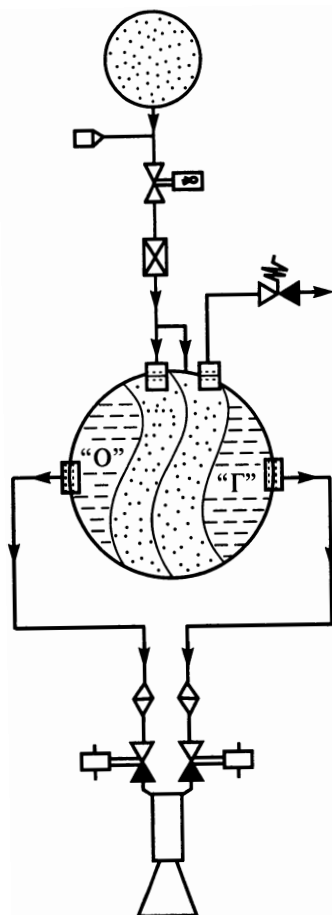
Время перетекания можно найти, предполагая, что жидкость свободно падает из области верхнего днища под действием постоянного ускорения $a_{\text{СОЗ}}$. Тогда

$$t_{\text{п}} = \sqrt{\frac{2L_{\text{п}}}{a_{\text{СОЗ}}}}, \quad (27.4)$$

где $L_{\text{п}}$ — высота падения.

Более точные исследования, полученные на основе экспериментальных данных, дают следующее соотношение для скорости перетекания

$$v_{\text{п}} = 0,329 \sqrt{a_{\text{СОЗ}} D_6}. \quad (27.5)$$



Время перетекания в таком случае определится как

$$t_n = \frac{L_n}{v_n} = \frac{L_n}{0,329\sqrt{a_{\text{CO}_2}D_6}}. \quad (27.6)$$

Время сепарации газовых включений определяется из следующих соображений.

Всплытие пузырьков средним радиусом r_n происходит под действием архимедовой силы

$$F_A = (\rho_{\text{ж}} - \rho_{\text{г}}) \left(\frac{4}{3} \pi r_n^3 \right) a_{\text{CO}_2}. \quad (27.7)$$

Всплытию препятствует сила сопротивления

$$F_c = C_n \frac{\rho_{\text{ж}} v_c}{2} \pi r_n^2, \quad (27.8)$$

где C_n — коэффициент сопротивления ($C_n = 2,4 \dots 2,6$); v_c — скорость всплытия.

При установившемся движении пузырьков $F_A = F_c$. Тогда из (27.7) и (27.8)

$$v_c = \sqrt{\frac{8}{3} \frac{r_n a_{\text{CO}_2}}{C_n} \left(1 - \frac{\rho_{\text{г}}}{\rho_{\text{ж}}} \right)}. \quad (27.9)$$

При $\frac{\rho_{\text{г}}}{\rho_{\text{ж}}} \ll 1$

$$v_c \approx \sqrt{r_n a_{\text{CO}_2}}. \quad (27.10)$$

Следовательно, время сепарации

$$t_c = \frac{l_c}{v_c} = \frac{l_c}{\sqrt{r_n a_{\text{CO}_2}}}, \quad (27.11)$$

где l_c — длина пути пузырька до всплытия.

Время успокоения можно существенно сократить посредством установки в районе заборного устройства сетчатых перегородок, благодаря чему для реальных СОЗ оно весьма незначительно и его в предварительных расчетах можно не учитывать.

Таким образом, время, необходимое для подготовки двигателя к запуску, с учетом (27.6) и (27.11) запишется следующим образом

$$t_{\Sigma} = t_n + t_c = \frac{L_n}{0,329\sqrt{a_{\text{CO}_2}D_6}} + \frac{l_c}{\sqrt{a_{\text{CO}_2}r_n}}. \quad (27.12)$$

Расчет СОЗ после определения потребного минимального ускорения и суммарного времени подготовки к запуску ДУ сводится к определению тяговых и массовых характеристик. Тяга двигателей СОЗ $P_{\text{СОЗ}}$ определяется соотношением

$$a_{\min} \leq \frac{P_{\text{СОЗ}}}{m_{\text{ОБ}}}, \quad (27.13)$$

где $m_{\text{ОБ}}$ — масса орбитального блока (включая МТА и ПН) в момент запуска ДУ.

Массовые характеристики СОЗ, включая массу топлива, массу двигателей и массу прочих элементов, можно оценить с использованием соответствующих статистических коэффициентов:

$$m_{\tau} = \dot{m}_{\Sigma} k = \left(\frac{P}{I_{\text{уд}}} \right)_{\text{СОЗ}} t_{\Sigma} k, \quad (27.14)$$

где k — число запусков маршевой ДУ;

$$m_{\text{дв}} = P_{\text{СОЗ}} \gamma_{\text{дв}}; \quad m_{\text{т.о}} = a_{\text{т.о}} m_{\tau}; \quad m_{\text{пр}} = \mu_{\text{пр}} (m_{\text{дв}} + m_{\text{т.о}}). \quad (27.15)$$

Для начальных оценок можно использовать следующие значения статистических показателей:

$$\gamma_{\text{дв}} = 0,005 \dots 0,1 \text{ кг/Н}; \quad a_{\text{т.о}} = 0,1 \dots 0,15; \quad \mu_{\text{пр}} = 0,03 \dots 0,05.$$

Если для создания продольного ускорения используются управляющие двигатели, то масса СОЗ включает в себя только массу топлива, необходимую для запуска.

Систему СОЗ со вспомогательными двигателями целесообразно применять для МТА со значительными массами топлива ($m_{\tau} > 500 \text{ кг}$) при числе запусков $k = 2 \dots 20$.

Бесспорным достоинством СОЗ, использующих для разделения фаз инерционные силы, является их надежность, возможность применения любых форм баков и компонентов топлив. Принципиальным недостатком таких СОЗ является прямая зависимость массы топлива, используемого при их работе, от количества запусков маршевой ДУ. Кроме того, необходимо предусматривать в составе СОЗ средства для обеспечения запуска ее двигателей. Инерционные СОЗ успешно используются в отечественных МТА «Блок ДМ», «Фрегат», «Бриз-М», «Бриз-КМ».

Для высококипящих топлив, обладающих значительными силами поверхностного натяжения, особенно привлекательными являются

капиллярные СОЗ, которые обладают простотой, обусловленной отсутствием движущихся частей, и не требуют внешних источников энергии для их работы. Функционирование **капиллярных СОЗ** основано на использовании сил поверхностного натяжения (капиллярных сил), которые препятствуют прорыву в топливную магистраль как отдельных пузырьков газа, так и газа наддува. Применяются такие системы только для смачивающих жидкостей с достаточно высоким коэффициентом поверхностного натяжения. На практике нашли применение два типа капиллярных устройств:

- сетчатые экраны;
- сотовые конструкции.

Сетчатые экраны (рис. 27.4, а) удерживают в зоне заборного устройства определенное количество топлива, достаточное для запуска двигателя. Жидкость будет удерживаться у сетки, если сила капиллярного давления (27.2) больше давления от сил различной природы (вибрации, работа управляющих двигателей и др.), стремящихся разорвать границу раздела «газ—жидкость»:

$$P_{\text{я}} = \frac{2\sigma}{R} > F, \quad (27.16)$$

где $R = \frac{r_{\text{я}}}{\cos\theta}$ — для круглых ячеек; $R = \frac{N_{\text{я}}}{\sqrt{2} \cos\theta}$ — для квадратных ячеек; θ — угол смачивания.

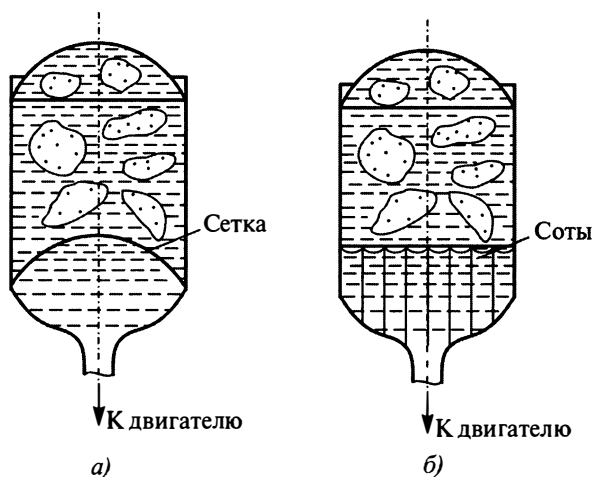


Рис. 27.4. Принципиальные схемы капиллярных СОЗ

Если оценивать влияние упомянутых выше воздействий через порождаемую ими перегрузку n_x , то инерционная сила может быть представлена в следующем виде:

$$F = \rho n_x g_0 h. \quad (27.17)$$

Тогда с учетом (27.16), (27.17) критическая перегрузка (для круглых ячеек)

$$n_{кр} = \frac{2\sigma \cos \theta}{r_{я} \rho g_0 h}. \quad (27.18)$$

Из формулы (27.18) следует зависимость между величиной перегрузки, имеющей место при пассивном полете из-за различных возмущений, и размером ячейки. На практике эти размеры могут составлять около 10 мкм, что накладывает серьезные требования к технологии изготовления таких устройств.

Сотовые устройства (рис. 27.4, б) выполняются в виде соосных цилиндров, образующих в районе заборного устройства сотовую конструкцию. Сила капиллярного давления в таких устройствах будет равна

$$P_{я} = c \frac{\sigma \cos \theta}{b}, \quad (27.19)$$

где $c = 4$ — для квадратных сот размером $b \times b$.

Размер ячейки сотового устройства выбирается таким, чтобы при действии неблагоприятных возмущающих ускорений в нем удерживался столб жидкости высотой h . Условие равенства сил капиллярного давления и давления столба жидкости может быть представлено в следующем виде:

$$g_0 \rho h n_x = c \frac{\sigma \cos \theta}{b}. \quad (27.20)$$

Отсюда высота столба жидкости, удерживаемой капиллярными силами, равна

$$h = \frac{c \sigma \cos \theta}{g_0 \rho n_x b}. \quad (27.21)$$

Условием нормального функционирования капиллярных СОЗ является превышение капиллярного перепада давления над суммой перепадов давления от различных сил, стремящихся разорвать границу раздела «газ — жидкость», включая потери давления на преодоление сил трения в устройстве, скоростной напор жидкости в заборном устройстве, перепады давления при вибрации, пульсации потока и др.

Из всех упомянутых возмущающих факторов наибольшее негативное влияние на удерживающую способность сеток оказывает вибрация.

Заборные устройства, использующие силы поверхностного натяжения, обладают определенной универсальностью, так как могут быть использованы практически для любых компонентов топлива и форм баков. Они характеризуются также высокой полнотой выработки топлива (их эффективность достигает 98...99 %) при том, что размеры, а следовательно, и масса таких устройств пропорциональны объему топлива, необходимого только для одного запуска; перед каждым последующим запуском они заполняются необходимым запасом топлива под действием инерционных сил в процессе предшествующего активного маневра.

Выбор сетчатых устройств зависит от большого числа факторов, например, от физических свойств компонентов топлива, от уровня перегрузок, при которых компоненты должны удерживаться у заборного устройства, от циклограммы полета МТА и т.д. При использовании криогенных компонентов топлива необходимо предусматривать меры по предотвращению парообразования на сетчатых устройствах.

В вытеснительных СОЗ газообразная и жидкая фазы в баке механически изолируются друг от друга с помощью различных типов непроницаемых перегородок. В качестве перегородки в вытеснительных устройствах подачи используются эластичные мешки, диафрагмы, поршни и сильфоны.

Эластичные мешки (рис. 27.5) изготавливаются из пленки, стойкой к жидким и газообразным компонентам топлива. Материал должен быть пригоден для изготовления изделий необходимой формы. Такими являются тефлон, бутиловая и этиленпропиленовая резина, пленка на полиамидной основе, фторопластовая пленка и др. Некоторые из них для обеспечения непроницаемости по отношению к газам наддува покрываются специальными покрытиями, например фольгой. По форме мешок должен соответствовать форме внутренней поверхности бака и иметь площадь поверхности, соответствующую максимально возможной при данном креплении мешка и различных положениях топлива. Принципиально возможны две схемы использования эластичных мешков: в первой (см. рис. 27.5, а) по мере выработки топлива мешок разворачивается и растягивается под действием давления газа наддува; во второй (рис. 27.5, б) — мешок наполняется топливом и по мере его выработки сжимается под действием давления наддува.

Эластичные мешки обладают рядом несомненных достоинств: легко деформируются, нечувствительны к сгибам, допускают много-разовое применение, устойчивы к циклическим нагрузкам и т.д. Однако их применение исключено для криогенных компонентов топлива, а также серьезно затруднено:

- из-за отсутствия эластичных материалов, достаточно стойких к агрессивным топливам;

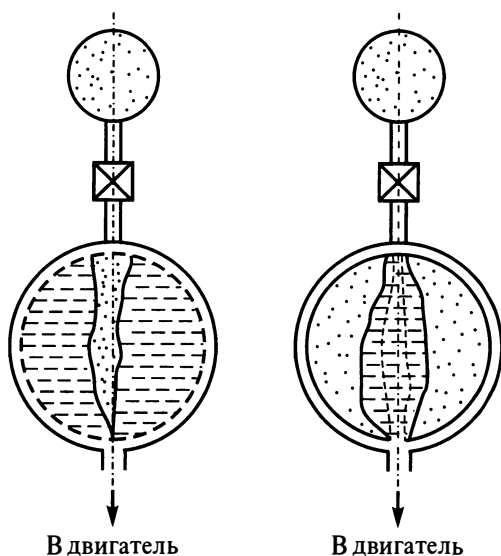


Рис. 27.5. Упрощенная схема СОЗ с эластичными мешками

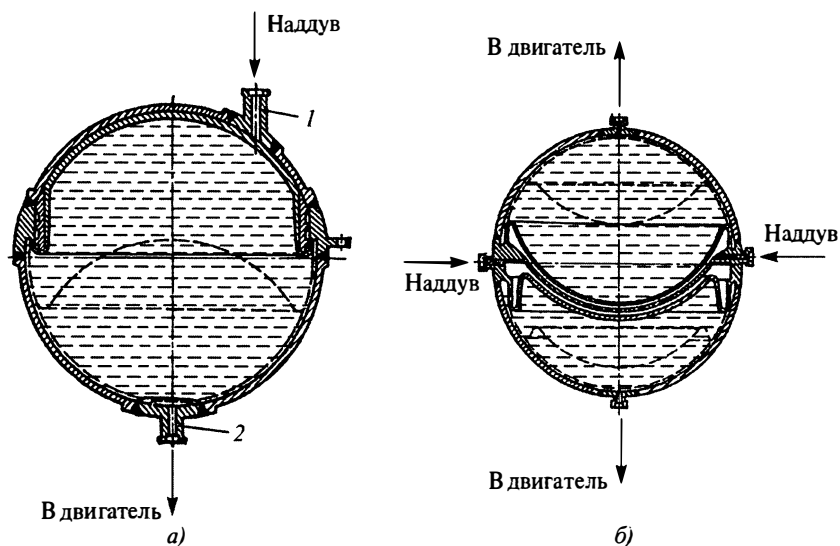


Рис. 27.6. Использование диафрагм в СОЗ:

а — бак с одной диафрагмой; б — бак с двумя диафрагмами

- практической невозможностью герметичного соединения с металлическими элементами конструкции;
- проницаемостью, особенно если в качестве рабочего тела системы наддува используется гелий;
- недопустимостью применения нагретого вытесняющего газа.

Кроме того, в промежуточных деформируемых состояниях, имеющих место при частичной выработке топлива, из-за малой жесткости они представляют собой легкодеформируемую пленку, позволяющую массе топлива совершать значительные перемещения и колебания в полости бака, что приводит к гидравлическим ударам, периодическому изменению центровки и раскачиванию космического аппарата. Масса таких устройств пропорциональна объему всего топлива, что ограничивает использование их в аппаратах с относительно небольшим объемом топлива.

Принцип работы вытеснительных диафрагм достаточно простой, что следует из рис. 27.6, *а*, на котором представлен сферический топливный бак, в диаметральной сечении которого установлена сферическая оболочка. Именно эта оболочка играет роль вытеснительной диафрагмы. В исходном положении полость, образованная диафрагмой и нижней полусферой бака, заполнена топливом. В рабочем режиме через штуцер 1 подается давление, которое деформирует диафрагму и вытесняет содержимое через штуцер 2. На протяжении всего рабочего процесса вытесняемое диафрагмой топливо не имеет свободной поверхности, что практически исключает загазованность топлива и позволяет обеспечить бесперебойную подачу его в двигатель в условиях самых различных возмущений. Чтобы деформация носила организованный характер, диафрагму делают профилированной, т.е. ослабленной там, где деформация должна начинаться в первую очередь (например, у стенки бака) и усиленной там, где деформация должна иметь место в последнюю очередь.

Представленное на рис. 27.6, *а* конструктивное решение вытеснительного устройства не является единственным. На рис. 27.6, *б* представлена схема двухполостного сферического бака, снабженного разделительной стенкой и двумя вытеснительными диафрагмами. Основными материалами для таких диафрагм являются мягкий алюминий ($\delta = 0,5 \dots 1,0$ мм), характеризующийся хорошей деформируемостью и совместимостью с различными топливами, газами, и коррозионно-стойкой стали ($\delta = 0,2 \dots 0,3$ мм). Принципиально возможным является использование неметаллических материалов, что обеспечивает большое число циклов, но не исключает колебания топлива.

Серьезными недостатками рассмотренных решений вытеснительных СОЗ с металлической диафрагмой являются жесткое требование к форме топливного бака, а также ограниченный ресурс при много-

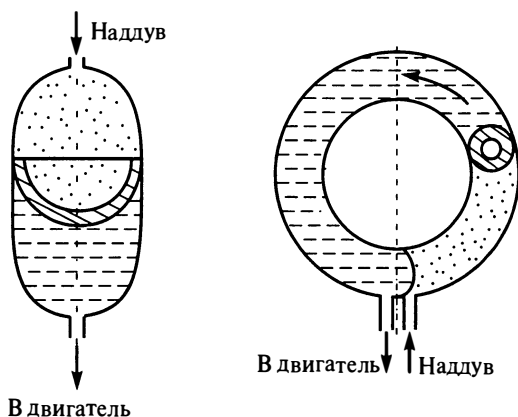


Рис 27.7. Поршневые устройства СОЗ

кратном использовании. В настоящее время такие устройства используются только в сферических баках (КА «Союз» и «Прогресс»).

Возможным средством, также обеспечивающим разделение газовой и жидкой фаз, являются поршневые устройства различной конфигурации (рис. 27.7). Поршни представляют собой жесткое тело, устанавливаемое в баке, которое под действием газов наддува перемещается по длине бака, вытесняя жидкость в сторону заборного устройства. Одной из проблем, сдерживающих их использование, является проблема герметичного разделения газов наддува и жидкого топлива даже при герметизации скользящего контакта «поршень — стенка бака», например, за счет эластичных колец на поршне. Кроме того, применение таких устройств практически ограничивается цилиндрическими баками жесткой конструкции с гладкими внутренними поверхностями.

Самым надежным средством разделения газовой и жидкой фаз является металлический сильфон, который можно рассматривать как логическое развитие поршня с герметическим разделением газовой и жидкой полостей (рис. 27.8). Металлические сильфоны изготавливаются из тонкого металлического листа, сваренного или спрессованного по окружности в виде гофров. Сильфоны могут использоваться в сферических, цилиндрических и конических баках. Жидкое топливо можно располагать как внутри, так и снаружи сильфона. Расположение топлива внутри сильфона более экономично, так как при этом остаток топлива минимален, однако появляется опасность нерасчетной деформации (удлинение сильфона) при осевых перегрузках во время выведения на орбиту, при включении маршевого двигателя.

Общим недостатком вытеснительных устройств является тот факт, что для большинства конструктивных исполнений (за исключением

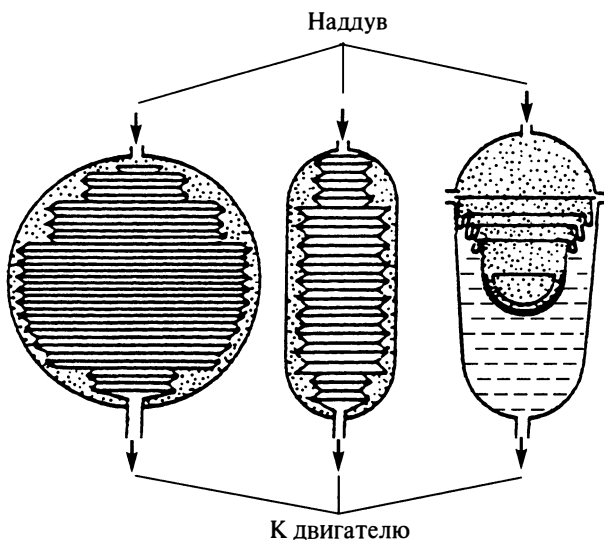


Рис. 27.8. Использование сильфонов в СОЗ

поршней) их масса пропорциональна объему всего топлива, в отличие от капиллярных СОЗ.

СОЗ накопительного типа. Основным элементом такой системы является гидроаккумулятор (накопитель), объем которого рассчитан на обеспечение одного запуска маршевого двигателя. В качестве накопительных устройств используются малолитражные емкости с различными устройствами (например, эластичные мешки, диафрагмы, сильфоны или капиллярные устройства), которые могут устанавливаться в основных топливных баках или представлять собой проточные конструкции на топливных магистралях, которые отделяются от основной емкости разделительным клапаном. Принцип действия таких устройств иллюстрируется на рис. 27.9: под действием газа системы наддува благодаря сильфону в накопителе топливо вытесняется к двигателю, обеспечивая его запуск. После выхода двигателя на рабочий режим открываются клапаны в магистралях «О» и «Г», через которые начинается подача топлива из основных баков, одновременно заполняя накопитель. Таким образом, СОЗ накопительного типа в рассматриваемой схеме является сочетанием инерционной СОЗ (по отношению к основным бакам) и вытеснительной СОЗ.

СОЗ накопительного типа применимы для большого числа запусков и любых компонентов топлива, их эффективность не зависит от формы основного топливного бака. Такие системы нашли применение для МТА с достаточно большим объемом топлива. Относитель-

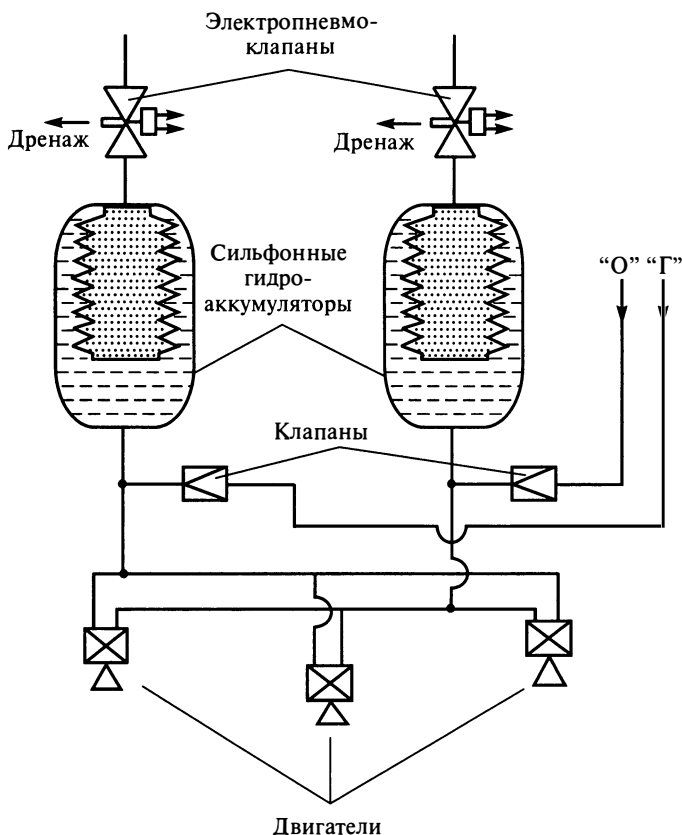


Рис 27.9. СО₂ накопительного типа

ная масса устройств таких систем составляет $m_{\text{СО}_2} / m_t = 0,005 \dots 0,01$ и практически не зависит от числа запусков.

Кроме представленных выше типов СО₂ *потенциально возможны* являются системы, в которых используются различные специфические свойства основных компонентов, таких как диэлектрические свойства, магнитные свойства или явление тиксотропности.

Принцип действия диэлектрических систем заключается в следующем: топливо под действием сильного электрического поля поляризуется; полюс, находящийся в области большей напряженности электрического поля, испытывает большее силовое воздействие, чем противоположный полюс. Под действием разности сил топливо будет перемещаться в направлении возрастания напряженности электрического поля. Применимость диэлектрических систем ограничена на-

линием у топлива **диэлектрических свойств**. В частности, к таким топливам относится керосин и криогенные топлива.

Топлива, обладающие **магнитными свойствами**, какими являются жидкие металлы, топлива с металлическими добавками и некоторые жидкие топлива, могут удерживаться в районе заборного устройства под действием генерируемого вокруг него магнитного поля.

Явление тиксотропности [27.3] — это способность коллоидной системы изменять фазовое состояние под влиянием внешних условий (давления, температуры). Коллоидная система, в которой дисперсионная среда — жидкость, а дисперсная фаза — твердое вещество, называется золю. В зависимости от степени взаимодействия между дисперсной фазой и дисперсионной средой золи подразделяются на лиофобные и лиофильные. В лиофильных золях взаимодействие между дисперсной фазой и дисперсионной средой выражено очень сильно. Коллоидные частицы этих систем увлекают с собой значительное количество растворителя и создают структурированные студенистые системы, которые обычно называются гелями. Каркас тонкой трехмерной сетки геля образован дисперсной фазой, поры же каркаса заполняются дисперсионной средой.

Гелирование компонентов осуществляется добавкой к ним специальных присадок — желатинизаторов. В качестве желатинизаторов могут выступать мелкодисперсные металлические порошки (менее 1 мкм), полученные распыливанием алюминия, магния, бериллия без соприкосновения их с воздухом. Кроме металлических порошков разработаны также десятки других желатинизаторов.

Компоненты топлива в гелеобразном состоянии в условиях невесомости не растекаются по всему объему бака и обеспечивают готовность системы питания к повторным запускам. При изменении гидростатического давления или при включении насосов возникшие касательные напряжения переводят гель в жидкое состояние и создают условия для обычного течения компонента по каналам системы питания. При уменьшении касательных напряжений (например, при уменьшении давления) компонент возвращается в гелеобразное состояние.

Список литературы

27.1. **Конструкция** и проектирование космических летательных аппаратов: учебник для средних специальных учебных заведений / Н.И. Паничкин, Ю.В. Слепушкин и др. М.: Машиностроение, 1986. 344 с.

27.2. **Полухин Д.А., Орещенко В.М., Морозов В.А.** Отработка пневмогидросистем двигательных установок ракет-носителей и космических аппаратов с ЖРД. М.: Машиностроение, 1987. 248 с.

27.3. **Козлов А.А., Новиков В.Н., Соловьев Е.В.** Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок: учебник для студентов авиадвигателестроительных специальностей вузов / А.А. Козлов, В.Н. Новиков, Е.В. Соловьев. М.: Машиностроение, 1988. 352 с.

МНОГОРАЗОВЫЕ СРЕДСТВА ВЫВЕДЕНИЯ. СХЕМНЫЕ РЕШЕНИЯ

Тенденции развития средств выведения. Необходимые условия перехода к МСрВ. Предпосылки к созданию МСрВ. Схемообразующие признаки. Направления поиска новых проектных решений

В развитии мирового парка *средств выведения*, если рассматривать ближайшие 10–15 лет при некоторой (на первый взгляд) случайности решений по конкретным типам аппаратов, наблюдаются следующие *тенденции* общего характера.

- Основная масса полезных грузов на низкие околоземные орбиты будет выводиться существующими РКН и их модификациями, работа над которыми идет в рамках известных в настоящее время программ. При этом модификации в основном направлены на увеличение грузоподъемности. Примером этому могут быть работы по модификации РКН «Протон», «Союз» (Россия), РКН «Зенит» (Россия, Украина) и т.д.

- Сокращение запасов стратегического вооружения, включая снятие с вооружения баллистических ракет, инициирует создание на их базе средств выведения в спектре малоразмерных полезных грузов: РКН «Рокот», «Штиль», «Старт» (Россия), «Днепр» (Россия, Украина) и др.

- Стремление к снижению удельной стоимости выведения инициировало создание достаточно простых, базирующихся на текущем уровне технологии одноразовых РКН, ориентированных на выведение малоразмерных полезных грузов коммерческого назначения: Conestoga (США), Vega (Западная Европа) и др.

Таким образом, если учесть некоторое снижение спроса на запуски космических объектов, наблюдаемое в последние годы, с одной стороны, и наличие хорошо отлаженной технологической базы производства и эксплуатации существующих одноразовых РН, с другой стороны, то именно они, по крайней мере, в ближайшие 10–15 лет будут составлять основную долю парка средств выведения.

Если рассматривать проекты средств выведения, рассчитанные на более дальнюю перспективу, опираясь при этом на опыт уже созданных аппаратов, то наблюдаются определенные закономерности, которые можно отнести к глобальным.

- Повышение удельной энерговооруженности летательных аппаратов всех классов, которую можно представить как отношение суммарной энергии, воспроизводимой двигательной установкой $\mathcal{E}$, к стартовой массе аппарата M_0 :

$$A_{уд} = \frac{\mathcal{E}}{M_0}. \quad (28.1)$$

Этот показатель является в определенной степени аналогом удельной мощности.

Именно достижение определенных значений этого показателя определило в авиации возможность перехода к реактивной авиации, а в ракетной технике — к созданию носителей, обеспечивающих выведение в космическое пространство полезных грузов. И если рассматривать текущее состояние в ракетно-космической технике, то именно выход на определенный уровень и стабилизация этого показателя для существующих средств выведения инициируют поиск решений, позволяющий его увеличить. Это относится и к решениям, связанным с увеличением удельного импульса тяги, и к решениям, связанным со снижением массы конструкции.

- Комплектование парка средств выведения с грузоподъемностью, ориентированной на полноту и широту спектра по массе выводимого полезного груза. Наиболее показательными в этом смысле являются программы Delta (США), «Ангара» (Россия).

- Снижение удельной стоимости выведения — показатель, который стал одним из главенствующих при принятии многих решений и значение которого по мере расширения коммерциализации космических программ и ограниченности финансирования все больше растет. Иллюстрацией этому является наметившаяся во всех странах — обладателях ракетных технологий тенденция к разработке многоразовых средств выведения.

Под многоразовыми средствами выведения (МСрВ) будем понимать средства выведения, в составе которых имеются конструктивные элементы, предназначенные для многократного (как минимум дважды) использования. Это относится как к средствам выведения на низкие околоземные орбиты, так и к межорбитальным транспортным аппаратам. Ниже рассмотрены вопросы, связанные с первыми из них — средствами выведения на низкие околоземные орбиты.

Замечание. Многоразовые средства выведения (МСрВ) — в большой степени условное название и используется здесь как объединяющее по отношению к множеству названий отечественных и зарубежных

ных проектов. В качестве примера можно привести наиболее часто встречаемые названия в отечественных публикациях:

- многоразовая космическая система (МКС);
- многоразовая космическая транспортная система (МКТС);
- многоразовая космическая транспортная система горизонтального старта (МКТС ГС);
- многоцелевая авиационно-космическая система (МАКС);
- многоразовая ракетно-космическая система (МРКС);
- воздушно-космическая система (ВКС).

Этот перечень может быть продолжен. Акцент в названиях, как правило, делается на особенности его конфигурации. Например, если проект предусматривает использование в качестве основных крылатых ракетных блоков, то название таких аппаратов будет МАКС или МВКС. Если проект предусматривает горизонтальный старт и посадку, то такие аппараты могут называться МКТС ГС. Если основу композиции составляют ракетные блоки, то такие аппараты могут называться МРКС.

Создание многоразовых средств выведения (МСрВ) является показателем научно-технического прогресса ракетно-космической отрасли, так как аккумулирует высшие ее достижения и стимулирует развитие новых технологий. Необходимость в создании таких аппаратов объясняется, прежде всего, высокой существующей стоимостью транспортных расходов на выведение полезных грузов. При сбалансированном национальном бюджете высокие транспортные расходы космической программы становятся ограничением при создании целевых космических объектов. За прошедшие годы со времени первых запусков возможности улучшения традиционных одноразовых РН были практически исчерпаны, а это значит, что возможностей для заметного снижения стоимости пуска при продолжении использования традиционных средств выведения практически нет. Исключение составляет использование в составе СрВ унифицированных конструктивных элементов — направление, которое при его развитии может дать определенный экономический эффект.

Кроме того, дальнейшее освоение космоса в коммерческих целях полностью зависит от наличия экономически приемлемых СрВ. Эту тенденцию можно проследить по следующей оценке частного, но весьма существенного положения вещей. Для западно-европейских стран потребный темп эксплуатации СрВ в 2006...2025 гг. составит примерно 180...200 пусков, на что потребуется около 16 млрд дол. США. При наличии новых, более экономичных СрВ, обеспечивающих удельную стоимость выведения в размере 10...30 % от современного уровня, суммарная стоимость запусков

КА за упомянутый выше 20-летний период могла бы уменьшиться до приблизительно 4 млрд дол. США. Это привело бы к расширению рынка СрВ, увеличению темпов их эксплуатации и обеспечило бы возможность дополнительного пуска примерно 70 СрВ за тот же 20-летний период.

Одним из радикальных средств для ощутимого снижения транспортных расходов, по мнению многих исследователей, является повторное использование материальной части, стоимость которой в настоящее время является определяющей в стоимости пуска. Однако для повторного использования материальной части **необходимо выполнение**, как минимум, следующих **условий**: во-первых, обеспечить ее возвращение на Землю в виде, допускающем повторное использование, и, во-вторых, эта материальная часть должна быть конструктивно приспособлена для повторного использования. Выполнение обоих условий сопряжено с увеличением массы конструкции, что, естественно, при фиксированном технологическом уровне снижает относительную массу полезного груза.

На первых этапах развития ракетной техники относительная масса выводимого полезного груза составляла 1...2 %, что практически исключало возможность введения дополнительных масс в конструкцию ракетных блоков для их спасения. И сама конструкция, как и все оборудование, были ориентированы на одноразовое использование, что находило отражение в конструктивном их исполнении. И только со временем, когда благодаря значительному увеличению удельного импульса двигательных установок и улучшению совершенства конструкции массовая отдача увеличилась до 4 % и более, появилась **первая предпосылка** для введения в конструкцию СрВ элементов, обеспечивающих спасение материальной части. Очевидно, что относительная масса полезного груза при этом должна снизиться, чему свидетельством является МСрВ Space Shuttle (США) с частично многоразовой материальной частью, относительная масса полезного груза у которой в два с лишним раза меньше по сравнению с аналогичными показателями у одноразовых РН.

Несколько позже ключевые компоненты РН (двигатели и СУ) по разным соображениям стали создаваться в многоресурсном исполнении, что следует расценивать как **вторую предпосылку** к созданию многоразовых аппаратов. Это представляется весьма значимым, так как именно двигатели и оборудование СУ, являющиеся наиболее дорогими элементами, представляют наибольший интерес для повторного использования.

Однако упомянутое частично многоразовое СрВ Space Shuttle не только не снизило удельную стоимость выведения, как это предпола-

галось при принятии решения о его разработке, но и существенно ее увеличило. Этот факт, по мнению специалистов, объясняется следующими основными причинами:

- высокими первоначальными затратами (на разработку и изготовление);
- низкой производительностью (периодичностью запусков) в результате несоответствия их размерности (по массе полезного груза) реальным потребностям рынка пусковых услуг;
- высокой трудоемкостью, а следовательно, и стоимостью работ, связанных с обеспечением повторного запуска.

Этими обстоятельствами можно объяснить объявленное прекращение эксплуатации в ближайшем будущем МСрВ Space Shuttle.

По современным представлениям требования к МСрВ не исчерпываются снижением стоимости пуска, хотя, безусловно, экономические требования и сейчас находятся на первом месте. Но в ряду с ними можно видеть целый перечень других технических и эксплуатационных требований, например:

- увеличение ресурса работы;
- ремонтпригодность;
- повышение надежности;
- уменьшение цикла подготовки к запуску;
- повышение безопасности экипажа;
- повышение комфортности условий полета для экипажа;
- применение нетоксичных компонентов топлива;
- максимальное сокращение, вплоть до полной ликвидации, зон отчуждения по трассам пусков.

Спектр возможных схемных решений средств выведения, реализующих идею многоразовых аппаратов, очень широк. В отечественной и зарубежной литературе за последние 20–30 лет были рассмотрены десятки (если не сотни) различных вариантов от традиционных ракетных до «чисто» самолетных. Анализируя эти варианты, можно заметить, что каждый из них можно описать конечным числом *схемообразующих признаков*, определяющих «лицо» схемного решения в целом. К таким признакам следует отнести:

- количество ступеней;
- тип старта;
- кратность использования материальной части;
- использование для маневров при выведении и посадке развитых аэродинамических поверхностей;
- использование в составе ДУ нетрадиционных двигателей (ВРД, ЯРД);
- способ посадки.

Каждый из вышеупомянутых признаков привносит в аппарат при-
сущие ему достоинства и слабости. Ниже будут рассмотрены наибо-
лее характерные из них.

По количеству ступеней подавляющее количество вариантов отно-
сятся к одноступенчатым или двухступенчатым аппаратам, и крайне
мало — к трехступенчатым.

Одноступенчатые МСрВ представляются венцом совершенства
космических транспортных средств. Их основные достоинства заклю-
чаются в единстве всех агрегатов. В таких вариантах отсутствует риск,
связанный с разделением ступеней и запуском двигателей в полете,
исключается необходимость в отчуждении территории для падения
или посадки отработавших блоков первых ступеней. Основным пре-
пятствием для создания одноступенчатых аппаратов является весьма
низкая массовая отдача при использовании традиционных техноло-
гий даже в их наиболее совершенном виде. При ожидаемом в пер-
спективе повышении конструктивного совершенства (в основном за
счет новых конструкционных и теплозащитных материалов) и ис-
пользовании таких нетрадиционных ДУ, как трехкомпонентные ДУ,
ВРД, ЯРД и др., не только баллистические, но и крылатые односту-
пенчатые МСрВ могут достигнуть приемлемого уровня по массовой
отдаче и более низкого уровня стоимости пуска.

Двухступенчатые МСрВ являются наиболее реальными в настоя-
щее время вариантами, особенно если ориентироваться на традици-
онные технологии при достигнутом к настоящему времени уровне.
Иллюстрацией этому является тот факт, что первые МСрВ как в
США (Space Shuttle), так и в СССР («Энергия» — «Буран») были ре-
ализованы в двухступенчатых вариантах. Отличаясь относительно
большей массовой отдачей, они позволяют использовать на разных
ступенях рациональные — именно для их условий функционирова-
ния — как двигательные установки, так и схемные решения разгон-
ных блоков в целом. Подавляющее число вариантов перспективных
проектов МСрВ относятся именно к этой категории, т.е. к двухсту-
пенчатым, и в первую очередь это относится к проектам, рассматри-
ваемым на ближнюю перспективу.

Вертикальный старт МСрВ является традиционным видом ра-
кетного старта, позволяющим обойтись без громоздких шасси
(пропорциональных по массе стартовой массе аппарата), без разви-
тых несущих поверхностей и сложного управления вектором тяги
ДУ. При таком старте плотные слои проходятся быстрее с относи-
тельно небольшими аэродинамическими потерями. Наблюдается
тенденция к использованию вертикального старта как для балли-
стических, так и крылатых аппаратов. Однако при этом требуется
наличие достаточно сложного и весьма громоздкого и дорогостоя-

шего пускового устройства. Отказ ДУ после отрыва от пускового устройства, как правило, влечет за собой весьма серьезные последствия. Кроме того, тяга ДУ должна превышать стартовую силу тяжести аппарата.

Горизонтальный старт МСрВ является традиционной формой самолетного старта, позволяющего осуществлять старт с существующих или несколько модифицированных ВПП. Отказ двигателей в начальной фазе полета не приводит обычно к катастрофе (хотя и полностью не исключается). Превышение подъемной аэродинамической силы, благодаря соответствующему выбору аэродинамических характеристик, сил тяжести позволяет использовать двигатели с тягой, меньшей силы тяжести аппарата, что позитивно сказывается на его массовых и экономических характеристиках. Кроме того, такой старт автоматически обеспечивает возможность горизонтальной посадки многократного ускорителя. Однако при таком старте масса конструкции в целом будет значительно выше, чем при вертикальном старте, из-за необходимости в тяжелых шасси, значительных поперечных нагрузок в полете. Кроме того, продолжительное движение аппарата в атмосфере влечет за собой увеличение аэродинамических потерь и тепловых нагрузок. Оценки возможностей использования горизонтального старта для МСрВ указывают на его практическую неэффективность при существующем уровне технологий. Одним из направлений, способствующих «смягчению» вышеупомянутых проблем, является использование на этапе разгона горизонтально стартующего аппарата разгонных тележек. Использование разгонных тележек позволяет уменьшить:

- массу основной двигательной установки за счет меньшей потребной тяговооруженности;
- суммарную характеристическую скорость за счет набора ее части с помощью тележки;
- массу баков аппарата за счет использования на участке совместного разгона только топлива тележки;
- массу конструкции, в первую очередь за счет снижения массы шасси аппарата.

Использование в составе тележек мощных энергетических установок может увеличить взлетную скорость до 200 м/с и более.

Воздушный старт, как и для одноразовых СрВ, расширяет возможности по выбору наиболее энергетически выгодных широт старта, а также обеспечивает определенный выигрыш в массе полезного груза за счет использования энергии самолета-разгонщика.

По кратности использования материальной части МВС разделяются на две группы: полностью многократные и частично многократные.

Полностью многоразовые аппараты — это конечная цель создания многоразовых СрВ. Такие аппараты имеют несомненные достоинства в отсутствии затрат на одноразовые элементы, в упрощении и сокращении цикла ремонтно-восстановительных работ. Однако полностью многоразовые СрВ для фиксированного уровня технологий всегда будут тяжелее, чем частично многоразовые и, тем более, одноразовые аппараты. Стоимость их разработки и стоимость изготовления из-за сложности конструкции будет выше.

Частично многоразовые аппараты являются переходным этапом к созданию в перспективе полностью многоразовых СрВ. Отсутствие значительных резервов в массовых характеристиках не позволяет спасти все агрегаты. Поэтому в проектах частично многоразовых МСрВ предполагается спасать для повторного использования агрегаты, спасение которых обеспечивает наибольший эффект их повторного использования (в первую очередь ДУ и СУ).

Иллюстрацией этому являются созданные частично многоразовые СрВ в США (Space Shuttle) и СССР («Энергия» — «Буран»). В первом из них спасаются РДТТ первой ступени и дорогостоящие криогенные ЖРД второй ступени и все оборудование СУ. Во втором («Энергия» — «Буран») — на последующих этапах разработки предполагалось спасение ускорителей первой ступени, содержащих дорогостоящие ЖРД.

Энергомассовые характеристики частично СрВ при прочих равных условиях лучше, чем у полностью многоразовых. Затраты на единственный аппарат меньше, чем на полностью многоразовый аппарат. Это не говорит о его большей экономической эффективности, но начальные затраты существенно меньше.

Пилотируемые МСрВ (в первую очередь МТА) в настоящее время уже в действительности могут быть названы пилотируемыми в отличие от самых ранних полетов, когда практически на всех участках движения аппарат даже при наличии космонавтов по существу был автоматическим. Участие человека с его уникальными возможностями обобщать происходящее и принимать решения существенно расширит возможности космических операций. В то же время наличие человека на борту значительно ужесточает требования по надежности аппарата и безопасности полета.

Автоматические МСрВ по сравнению с пилотируемыми допускают меньшую надежность, что значительно снижает стоимость пуска. Требования к СрВ определяются в основном особенностями полезного груза и в общем случае допускают значительно большие предельные нагрузки.

Использование развитых аэродинамических поверхностей предопределяет разделение вариантов МСрВ на баллистические и крылатые.

Баллистические МСрВ являются наиболее близкими преемниками традиционных РН и несут в себе их позитивные и негативные черты. Для их создания существует хорошо развитая технологическая база, имеется большой опыт их проектирования, изготовления и эксплуатации. Однако все, что связано со спасением и повторным использованием их материальной части, сопряжено с определенными трудностями. Необходимо наличие специальных средств спасения, включая средства торможения и посадки, а также учета в конструктивном исполнении аппарата высоких удельных тепловых потоков. Опыта мягкой посадки больших ракетных блоков, обеспечивающей повторное использование основных агрегатов, практически нет.

Крылатые МСрВ обладают рядом достоинств, к основным из которых следует отнести:

- способность, благодаря значительному аэродинамическому качеству, осуществлять возвращение в заданный район или к месту старта практически с любой точки орбиты;
- возможность маневра на участке выведения, благодаря чему полезный груз может выводиться на орбиты, плоскость которых не проходит через точку старта;
- возможность, при наличии определенного аэродинамического качества, возврата к месту старта и горизонтальной посадки;
- возможность, при наличии достаточного гиперзвукового аэродинамического качества, реализации траектории спуска с орбиты с перегрузками и температурами, достаточно «комфортными» для экипажа и конструкционных и теплозащитных материалов.

К особенностям, затрудняющим применение таких МСрВ, следует отнести:

- большую стартовую массу и массу конструкции;
- высокую сложность;
- необходимость разработки многоразовой теплозащиты, сложность управления полетом в широком диапазоне скоростей и положений центра масс.

Ракетные двигатели на традиционном химическом топливе практически достигли своих предельных энергетических и массовых характеристик. Некоторый прогресс для одноступенчатых МСрВ ожидается от использования трехкомпонентных (двухтопливных) ДУ, работающих сначала на топливе с большой плотностью и относительно невысокой энергетической эффективностью, в частности, «керосин + кислород», а затем на топливе с высокой энергетической эффективностью и малой плотностью, в частности, «водород + кислород». Благодаря такому подходу представляется возможным создание СрВ приемлемых габаритов. Использование топлив на основе фтора и бериллия, обладающих наивысшими энергетическими возможностями

(удельный импульс тяги до 5000 м/с и выше), маловероятно из-за высокой токсичности и стоимости.

Одним из перспективных, хотя и проблематичным направлением развития ракетной техники, является применение ядерной энергетики, в частности в двигательных установках. В МСрВ, стартующих с Земли, когда требуемая тяговооруженность должна быть больше 1, могут быть использованы *ядерные ракетные двигатели* (ЯРД) с газодинамическим соплом, основанным на нагреве рабочего тела в ядерных реакторах. Температура рабочего тела определяется типом реактора двигателя. В ЯРД с твердой зоной, применение которых возможно в ближайшем будущем, температура рабочего тела ограничена допустимой рабочей температурой материалов реактора и не превышает 3000 К. До этой же температуры нагреваются продукты сгорания в современных ЖРД.

Использование в ЯРД в качестве рабочего тела водорода, молекулярная масса которого составляет 2 (против 18 и более для химических топлив), дает возможность получить удельный импульс тяги порядка 800 с (8000 м/с). В случае применения газозфазных реакторов, у которых температура нагрева рабочего тела не ограничена конструкционными материалами, значения удельного импульса тяги могут быть во много раз выше.

Реализация этого направления развития ракетной техники требует решения сложных проблем, обусловленных разработкой и созданием ЯРД, особенно с газозфазным реактором. Одной из важных проблем является экологическая: загрязнение окружающей среды выбросами радиоактивных веществ при нормальной работе двигателя и возможные аварийные последствия. Одним из направлений решения первой проблемы является применение первой ступени с химическими двигателями, с помощью которой СрВ выводится на экологически безопасную орбиту (до запуска реактора).

Интерес для перспективных МСрВ представляет использование на атмосферном участке полета *воздушно-реактивных двигателей* (ВРД). Основная проблема применения ВРД — широкий потребный диапазон скоростей (в пределе до круговой — 8000 м/с) и высот. Для прогнозируемых этапов представляются достижимыми скорости до 3000...3500 м/с и высоты до 30...40 км, после чего дальнейший разгон должен осуществляться ракетными двигателями. Пока что нет ВРД, способных работать в таком диапазоне скоростей, поэтому исследуются схемы комбинированных двигательных установок, включающие в свой состав турбореактивный двигатель (ТРД), способный работать в диапазоне скоростей от 0 до 1200 м/с, прямоточный (ПВРД), работающий на скоростях от 500 м/с и выше, и реактивный. При этом до скоростей 2000...2500 м/с можно использовать прямоточный цикл

с сжиганием горючего в дозвуковом потоке, а на больших скоростях особый тип ПВРД — гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ГПВРД), в котором решена проблема горения в сверхзвуковом потоке при малой плотности атмосферы.

Множество способов посадки можно условно распределить на три группы, возможности каждой из которых представлены ниже.

Баллистический спуск без использования дополнительных средств для торможения и посадки на Землю характеризуется достаточно высокой вертикальной скоростью посадки, зависящей от «парусности» опускающегося блока. Для реальных форм ракетных блоков уровень ударных перегрузок в момент приземления при таких скоростях может оказаться неприемлемым для конструкции, которую предполагают использовать повторно.

Спуск с использованием дополнительных средств для торможения и посадки предполагает использование двух последовательных этапов гашения скорости, вначале за счет дополнительных, разворачиваемых в процессе посадки, аэродинамических поверхностей, а затем непосредственно в момент контакта с поверхностью Земли за счет тормозных РДТТ и специальных амортизационных устройств для поглощения энергии падающего блока. В качестве разворачиваемых аэродинамических поверхностей могут использоваться: парашюты, парашютанеры, роторы и т.п., а в качестве амортизаторных устройств — надувные баллоны, шасси и т.п.

Спуск с маневром ракетного блока на траектории снижения и дополнительным торможением у Земли для безударной посадки предполагает осуществление маневра с помощью двигательной установки, за счет развитых аэродинамических поверхностей или за счет использования комбинации вышеупомянутых средств, а также амортизационных устройств, как и предыдущем способе, и даже перехват в воздухе с помощью других летательных аппаратов. Маневр в начальной фазе предназначен как для гашения скорости, так и для обеспечения управляемого возвращения блока к месту старта.

Число возможных комбинаций из рассмотренных вариантов по каждому из признаков весьма большое, чтобы решить проблему выбора оценкой каждого возможного варианта путем последовательного их перебора. Кроме того, на этом пути ожидаются трудности, связанные с отсутствием моделей, которые бы обеспечили приемлемые по точности результаты расчетов. Поэтому умение разработчика отобрать из множества возможных комбинаций технически реализуемые и конкурентные по основным показателям качества варианты — решающее условие успешной разработки.

К настоящему времени после более чем двадцатилетнего опыта эксплуатации МСрВ (Space Shuttle (США)) и многочисленных теоретических и экспериментальных исследований определилось несколь-

ко направлений поиска новых проектных решений, которые позволили бы достичь основной желаемой цели — существенного сокращения удельной стоимости выведения. С достаточной степенью условности их можно представить в следующем виде (рис. 28.1):

А. Модификации существующих одноразовых РКН с включением в их состав многоразовых орбитальных кораблей малой размерности (орбитальных самолетов) (например, проект «Зенит-3» — ОК-М (Россия), проект НОРЕ (Япония)) (рис. 28.1, а).

В этом случае цель предполагается достичь, в первую очередь, за счет использования в составе СрВ многоразового малоразмерного орбитального самолета с относительно небольшим аэродинамическим качест-

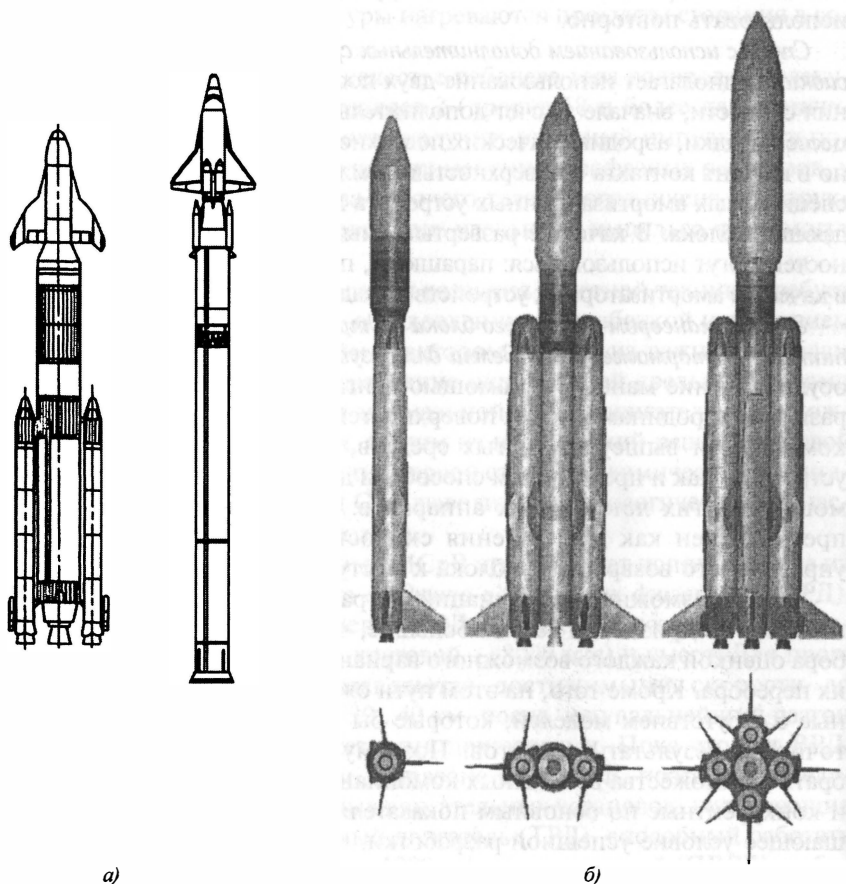


Рис. 28.1. Представители основных направлений развития МСрВ

вом, рассчитанного как на спасение наиболее ценных компонентов СрВ, так и на возвращение по необходимости полезных грузов. Габариты и масса таких аппаратов будут зависеть от используемой РН (например, «Союз», «Зенит», «Ангара» и др.). Улучшение экономической эффективности возможно за счет спасения материальной части первой ступени и, кроме того, исключения в таком случае зон отчуждения.

Б. Баллистические РКН с включением в их состав ускорителей, предусматривающих их спасение и повторное использование (например, проект «Энергия-М», проект «Ангара» — «Байкал») (рис. 28.1, б).

В этой группе проектов цель предполагается достичь за счет решения экологических проблем в части ликвидации зон отчуждения и повторного использования ускорителей первой ступени, в составе которой находится один из наиболее дорогих элементов (двигательная установка). В перспективе дальнейшее улучшение экономической эффективности может быть достигнуто использованием крылатой орбитальной ступени.

В. Частично многоразовые авиационно-космические системы с малоразмерным орбитальным самолетом (например, проект МАКС на базе самолета Ан-225 (Россия), проект ALSV (Air Launched Sortie Vehicle) на базе самолета Boeing 747 (США), проект Sanger (ФРГ), проект TSTO (США), проект МиГАКС (Россия) (рис. 28.1, в).

В этой группе проектов снижение удельной стоимости выведения предполагается достичь за счет практически полной многоразовости материальной части (исключение составляет подвесной топливный бак второй ступени), возможности старта с районов, наиболее благоприятных для выведения максимальной массы полезного груза, выве-

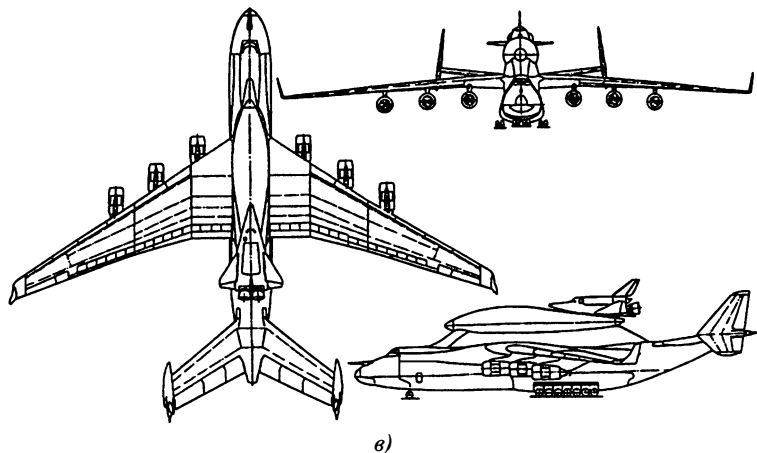


Рис. 28.1. Продолжение

дения с боковым параллаксом, т.е. на орбиту с плоскостью, не проходящей через точку старта, отсутствия в составе системы дорогостоящих стартовых сооружений.

Г. Частично многоразовые двухступенчатые МСрВ вертикального старта с крылатыми ускорителями I ступени (например, проекты РКК «Энергия», ЦНИИмаш и др.) (рис. 28.1, г).

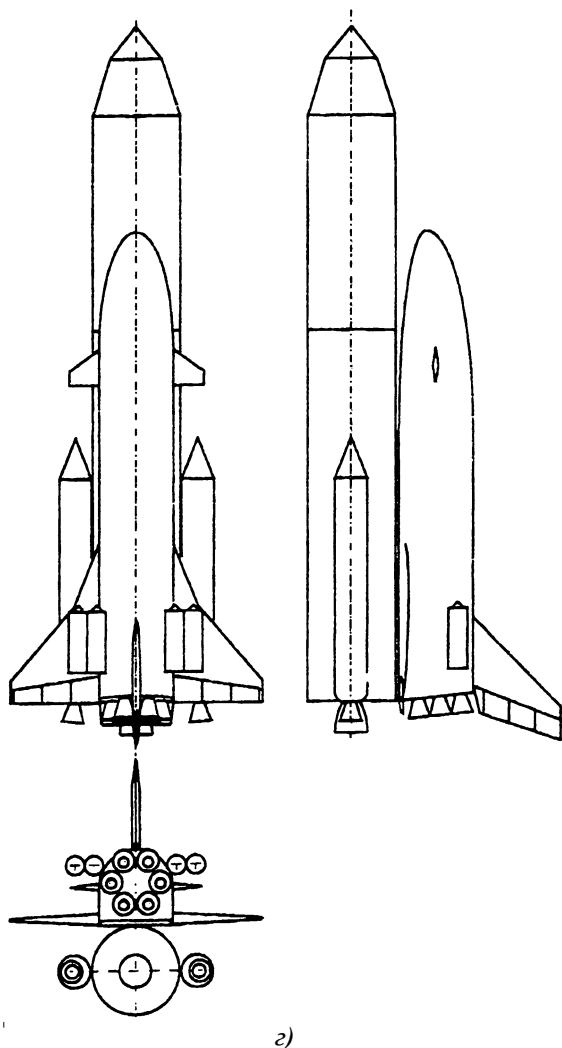


Рис. 28.1. Продолжение

Снижения удельной стоимости в вышеупомянутых проектах предполагается достичь за счет многократности наиболее массивной части аппарата — ускорителя I ступени.

Д. Одноступенчатые вертикально стартующие баллистические и крылатые аппараты (например, проект Delta Clipper (США), проект SSTO (США)) (рис. 28.1, д).

Такие аппараты могут обеспечить снижение расходов на выведение за счет снижения эксплуатационных расходов, повышения надежности (из-за отсутствия проблем, связанных с разделением ступе-

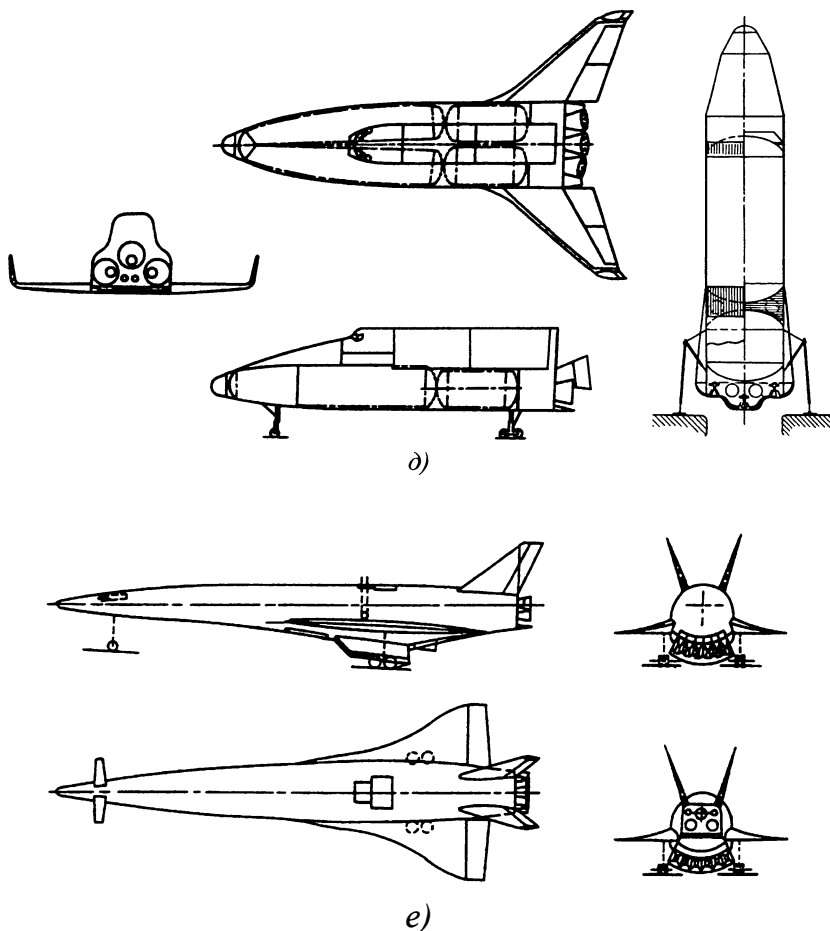


Рис. 28.1. Окончание

ней, исключения зон отчуждения и полной многоразовости материальной части.

Е. Одноступенчатые горизонтально стартующие аппараты (например, NASP (США), Ту-2000 (Россия), NAL (Япония) (рис. 28.1, е).

Проекты этой группы относятся к наиболее дальней перспективе и в дополнение к средствам, характерным для группы Д, снижение затрат на выведение в этом случае ожидается за счет наиболее полного использования авиационных технологий при запуске и межполетном обслуживании.

В табл. 28.1 представлены основные характеристики МСрВ по одному представителю из каждой группы проектов. Оценки характеристик по проектам имеют достаточно приблизительные значения, так как глубина проработки у них различна, а сами сведения относятся к разным датам.

Разработчики каждого проекта, как следует из представленных данных по проектам, предполагают достижение основной цели, т.е. существенное снижение удельных затрат на выведение полезных грузов за счет индивидуальных особенностей предлагаемых вариантов. Но, несмотря на столь существенное различие в схемных решениях представленных вариантов, решение поставленной задачи и удовлетворение другим характерным для МСрВ требованиям достигаются для большинства из них принципиально подобными средствами, в частности:

- использованием малоразмерных орбитальных самолетов;
- спасением в первую очередь наиболее дорогостоящей материальной части (двигателей ускорителей первых ступеней и/или приборного оборудования, расположенного на борту орбитального самолета);
- ликвидацией зон отчуждения по трассам пусков.

Таблица 28.1

Данные по некоторым характерным проектам МСрВ

Характеристика	НОРЕ	«Ангара»-«Байкал»	МАКС	Проект Центра Келдыша	San-ger	Delta Clipper	NASP
Масса стартовая, т	630	710	620	970	340	463	415
Масса пустого ускорителя, т	—	71/3,7	271/25	—	149/23	36,2	110
Масса ПГ, т	1,7	18,4	≈9	40	3	4,5	9...12
Стоимость выведения, дол. США/кг	—	—	1400	—	8300	2000	2500

Следует заметить, что принятие решений по концепции МСрВ, как правило, базируется на опыте разработчиков, который позволяет сократить множество возможных вариантов, основываясь на выборе:

- конструктивно-компоновочных решений, по которым у разрабатывающих организаций имеются опыт и технологический «задел»;
- компонентов топлива, определяемых требованиями дешевизны и наличия сырьевой базы в стране, нетоксичности, большого удельного импульса тяги и малой относительной массы двигателя;
- основных конструкционных материалов и технологических процессов наиболее трудоемких операций изготовления, определяемых промышленной базой и освоенной отраслью технологией;
- типом двигательных установок и их размеров, вытекающих из возможностей специализированных предприятий и экспериментальной базы по производству двигателей и т.д.

Ориентир только на перспективные многообещающие «прорывные» технологии без учета собственного опыта (разрабатывающей организации или национальной промышленности в целом), возможностей производственной и экспериментальной баз приводит к появлению теоретически привлекательных, но практически не реализуемых проектов.

Список литературы

28.1. Киселев А.И., Медведев А.А., Труфанов Ю.Н. Необходимый этап на пути к полностью многоразовым средствам выведения в космос // Полет. 2000. № 1.

28.2. Уткин В.Ф., Вахниченко В.В. Основные проблемы создания перспективной системы космических средств выведения // Космонавтика и ракетостроение. 1999. № 15.

28.3. Коротеев А.С. Выбор пути развития маршевых двигателей для перспективных российских средств выведения // Космонавтика и ракетостроение. 1999. № 15.

28.4. Васильев Л.М., Костромин С.Ф., Ромашкин А.М. Методология и предварительные результаты сравнительного анализа концепций многоразовой космической транспортной системы // Космонавтика и ракетостроение. 1999. № 15.

28.5. Сердюк В.К., Толяренко Н.В., Хлебникова Н.Н. Транспортные средства обеспечения космических программ / под ред. В.П. Мишина // (Итоги науки и техники, серия «Ракетостроение и космическая техника») Т.11. М.: ВИНТИ, 1990. 276 с.

28.6. Лозино-Лозинский Г.Е. Эффективность создания авиационно-космических систем. Т.1. М., 1994.

28.7. Карп К.А., Плохих В.П. Концептуальные исследования и синтез многоразовых систем горизонтального старта. М.: МАИ, 2006. 248 с.

28.8. Афанасьев И. Первая ступень многократного применения как этап создания многоразовых систем выведения // Новости космонавтики. 2004. № 10.

СХЕМЫ ПОЛЕТОВ МСрВ. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ О ВЫБОРЕ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ

Вертикальный старт. Горизонтальный старт. Маневры орбитальной ступени на участке выведения. Орбитальные маневры. Предпосадочные маневры. Постановка задачи о выборе проектных параметров

Схемы полетов средств выведения, содержащих повторно используемые ускорители, значительно разнообразнее по сравнению с одно-разовыми средствами выведения. В основном многообразие связано с наличием крылатых ускорителей, использование которых позволило рассматривать не только традиционный вертикальный старт, но и так называемый «самолетный» или горизонтальный старт, и даже с использованием наклонной направляющей.

При *вертикальном старте* формирование схемы полета при выведении осуществляется исключительно за счет тяги ускорителей, включая преодоление гравитационных и аэродинамических сил, а также набор требуемой высоты орбиты. При этом для баллистических МСрВ (как одноступенчатых, так и двухступенчатых вариантов) схемы выведения не имеют заметных отличий от схем выведения одно-разовых РН. Наличие крыла (как в одноступенчатом, так и в двухступенчатом вариантах аппаратов) накладывает определенный отпечаток на схемы полетов при вертикальном старте. Следует иметь в виду, что крыло в вертикально стартующем МСрВ предусматривается в основном для обеспечения маневров и посадки при возвращении ракетных блоков. Аэродинамическую подъемную силу крыла при выведении на участке больших скоростных напоров использовать нецелесообразно. Возникающие при этом дополнительные нагрузки утяжеляют конструкцию МСрВ в большей степени, чем сокращается расход топлива вследствие компенсации сил гравитации аэродинамической подъемной силой.

Таким образом, как баллистические аппараты, так и аппараты крылатой схемы при выведении в основном движутся по баллистическим траекториям, параметры которых выбираются из условия оптимальности массовых характеристик, как это имеет место для одно-разовых РКН. При движении в плотных слоях атмосферы, что харак-

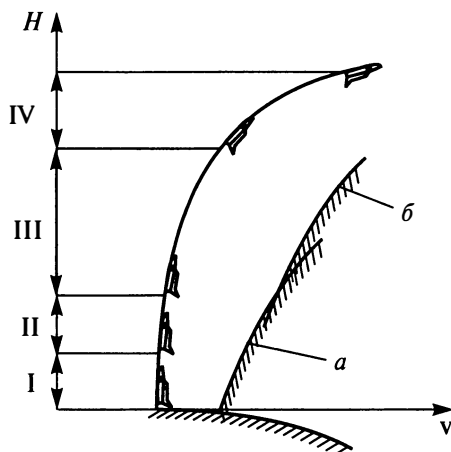


Рис. 29.1. Типовые участки траектории движения МСрВ с вертикальным стартом [29.1]:

a — граница допустимого скоростного напора; *б* — граница допустимого теплового потока

терно для первых ступеней, параметры траектории могут быть ограничены предельно допускаемыми величинами скоростного напора, перегрузок, температуры и др.

На рис. 29.1 приведены типовые участки траектории полета МСрВ с вертикальным стартом. На этом же рисунке условно в координатах «скорость — высота» очерчены границы, ниже которых полет МСрВ недопустим либо вследствие чрезмерных скоростных напоров, либо чрезмерного нагрева конструкции.

На *участке I* — участке вертикального подъема — достигается высота порядка 100 м, необходимая для маневров за пределами высотных сооружений.

На *участке II* — участке дозвукового полета — формируется наклон траектории, определяющий движение на атмосферном отрезке активного участка полета. Граница, определяющая область допустимых условий полета, при которых скоростной напор не превышает некоторой заданной величины, определяется неравенством

$$\rho v^2 \leq C_1. \quad (29.1)$$

На *участке III* движение происходит с практически нулевыми углами атаки, так как именно на этом участке достигается максимальный скоростной напор. Граница, определяющая область допустимых

условий полета, при которых тепловой поток не превышает заданной величины, определяется неравенством

$$\rho v^3 \leq C_2. \quad (29.2)$$

Участок IV — участок движения за пределами плотных слоев атмосферы. Он в меньшей степени отражает специфические особенности вертикального старта. Отличительной особенностью этого участка является управление наклоном вектора тяги в соответствии с линейной функцией

$$\vartheta = \vartheta_0 + \vartheta t \quad (29.3)$$

для обеспечения максимальной полезной нагрузки.

Постоянные ϑ_0 и ϑ подбираются из условий обеспечения в конце активного участка заданного наклона траектории и заданной высоты орбиты.

Горизонтальный старт предполагает наличие на средстве выведения развитых несущих поверхностей в виде крыльев. Благодаря большой аэродинамической подъемной силе аппарат может набирать высоту с существенно меньшими затратами топлива по сравнению с вертикально стартующими аппаратами. Кроме того, благодаря относительно небольшим траекторным углам с момента старта существенно снижаются гравитационные потери. При этом потребная тяговооруженность (а следовательно, тяга и масса двигателя) ниже по сравнению с вертикально стартующими аппаратами и тем ниже, чем больше аэродинамическое качество. На рис. 29.2 представлена типовая схема полета МСрВ крылатой схемы с горизонтальным стартом.

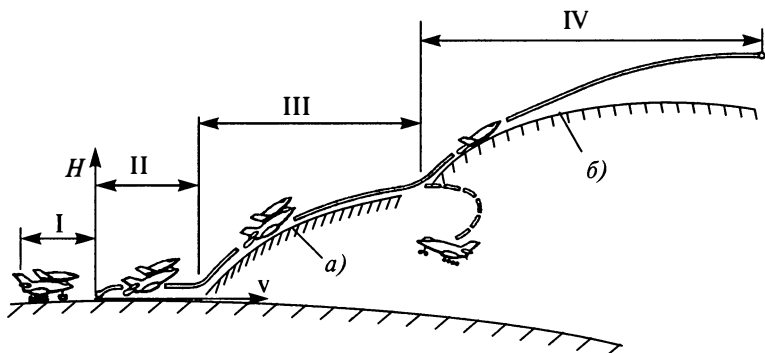


Рис. 29.2. Типовые участки траектории движения МСрВ с горизонтальным стартом [29.1]:

a — границы допустимого скоростного напора; *б* — границы допустимого теплового потока

Участок I — разгон до скорости, необходимой для отрыва от Земли (≈ 100 м/с). Минимально необходимая скорость, обеспечивающая отрыв, может быть получена из соотношения

$$v_{\min} = \sqrt{2 \frac{p_{\text{кр}}}{C_{\gamma} \rho} \cos \theta}, \quad (29.4)$$

где $p_{\text{кр}} = \frac{mg}{S_{\text{кр}}}$ — нагрузка на крыло; m — масса МСрВ; ρ — плотность атмосферы; θ — траекторный угол; C_{γ} — коэффициент подъемной силы.

Участок II — разгон до скорости, соответствующей максимально-му аэродинамическому качеству и скоростному напору, не превышающему допустимого значения.

Участок III — полет при максимальном аэродинамическом качестве и предельно допустимом скоростном напоре.

Участок IV — полет на режиме, соответствующем предельно допустимому тепловому потоку. Стремление к снижению теплового потока стимулирует сокращение полета в атмосфере, т.е. приводит к увеличению угла тангажа, что влечет за собой увеличение гравитационных потерь скорости.

Использование ВРД, что характерно для горизонтально стартующих МСрВ, также вносит определенную специфику в траекторию движения. Для повышения эффективности ВРД траектория движения должна удовлетворять требуемому диапазону скоростных напоров при заданных соотношениях высоты и скорости. Это обусловлено тем, что тяга и удельный импульс тяги ВРД существенно зависят от высоты и скорости полета. С увеличением высоты тяга уменьшается, а с увеличением скорости до $M \approx 3$ (для ТРД) тяга возрастает. Однако не всегда падение тяги ВРД при наборе высоты можно компенсировать возрастанием тяги за счет увеличения скорости. Это связано со спецификой работы ВРД, а также с ограничениями по максимальному скоростному напору. С целью повышения эффективности ВРД необходимо, чтобы предельные для него значения высоты и скорости полета достигались, по возможности, одновременно.

Следует заметить, что даже при «шадящем» по отношению к тепловым нагрузкам режиме полета нельзя полностью избежать использования теплозащитных покрытий корпуса и крыльев, что утяжеляет массу конструкции. Если учесть еще и утяжеление конструкции из-за оснащения ускорителя крыльями и шасси, то для реально существующих в настоящее время технологий снижение гравитационных потерь благодаря использованию аэродинамического качества не компенсирует потерь полезной нагрузки, вызванных утяжелением конструкции.

Таким образом, траектория горизонтально стартующего МСрВ после достаточно короткого горизонтального полета становится подобной траектории одноразовых РКН.

Маневры орбитальной ступени на участке выведения. Необходимость в маневрах на участке выведения может быть вызвана следующими обстоятельствами:

- преодолением ограничений по азимуту пуска;
- выведением полезной нагрузки на орбиты, плоскость которых не проходит через точку старта.

Последнее обстоятельство может возникнуть при спасении экипажа космического аппарата, терпящего бедствие на орбите и лишенного возможности самостоятельно вернуться на Землю.

В обоих случаях осуществление маневров возможно за счет как изменения вектора тяги, так и использования аэродинамических сил. Однако если в случае маневра за счет изменения вектора тяги это сопряжено с большим расходом топлива, то при аэродинамическом маневре в основном используются возможности крылатого аппарата (в первую очередь большой подъемной силы), что является очень важным их достоинством.

Маневры самолета-разгонщика после разделения. Разделение между самолетом-разгонщиком и второй ступенью в большинстве разрабатываемых проектов с горизонтальным стартом происходит предположительно при скоростях, соответствующих $M = 3...3,5$, т.е. на высоте около 30 км при больших углах тангажа. При достижении такой скорости двигатели первой ступени выключаются, а ускоритель переходит в режим планирующего полета. При этом ускоритель продолжает набор высоты, удаляется от стартового комплекса и через некоторое время он переводится в режим полета с высоким аэродинамическим качеством. Затем выполняется разворот с большим углом крена, в результате реализуется отрицательная подъемная сила при практически сохраняемой дальности от стартового комплекса, т.е. полет происходит по дуге окружности, в центре которой находится стартовый комплекс. Продолжительность полета выбирается такой, чтобы за время разворота скорость самолета уменьшилась до дозвуковой, а высота снизилась до 15...18 км. При этом запас кинетической энергии самолета, как правило, недостаточен для обеспечения планирующего полета до посадочной полосы стартового комплекса, и для ее достижения используются ВРД. На графиках рис. 29.3 представлены изменения числа Маха M , высоты H полета и дальности L от стартового комплекса для одного из вариантов самолета-разгонщика.

При увеличении скорости МСрВ, при которой происходит разделение, увеличивается расстояние от точки разделения и от точки максимального удаления от стартового комплекса. В таких случаях возможна ситуация, когда возвращение самолета-разгонщика на старто-

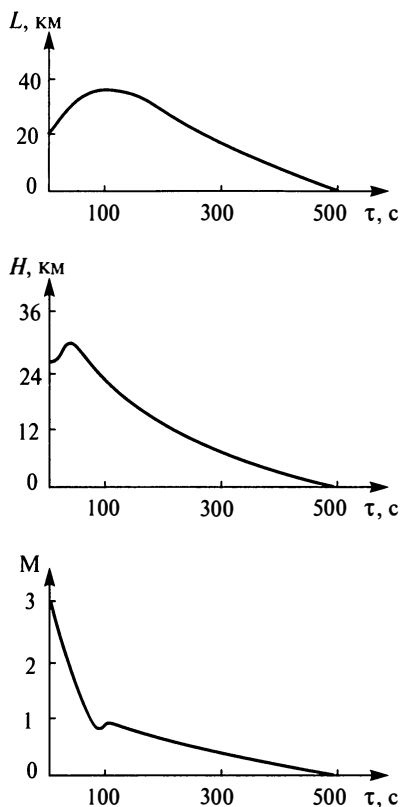


Рис. 29.3. Изменения скорости, высоты и дальности полета от стартового комплекса в функции времени

вый комплекс в планирующем режиме невозможно. Принципиально возможны два направления в решении этой проблемы:

- во-первых, создание посадочных полос по ходу движения МСрВ с учетом дальности планирования самолета (крылатого блока), определяемой параметрами конца активного участка полета первой ступени и располагаемым аэродинамическим качеством;
- во-вторых, введение «моторного» (ВРД) участка полета: для самолетов-разгонщиков за счет дополнительных запасов топлива.

Предпосадочные маневры. Предпосадочные маневры ускорителей первых и орбитальных ступеней следует рассматривать отдельно, поскольку состав и последовательность операций при их возвращении различны. Орбитальный блок, располагающий относительно небольшим гиперзвуковым качеством ($K_r \approx 0,7 \dots 0,9$) после одного или не-

скольких витков на орбите может быть заторможен всего на 100...150 м/с и приведен в заданную точку практически без дополнительных затрат топлива. Ракетный блок первой ступени МСрВ возвращается в плотные слои атмосферы на удалении сотен километров от старта и в зависимости от схемного решения для его возвращения к месту старта могут потребоваться некоторые затраты топлива, или в месте предполагаемой посадки необходимо создание соответствующих посадочных площадок с последующей транспортировкой аппарата к месту старта.

Предпосадочные маневры разгонных блоков ускорителей первых ступеней. Для ракетного блока первой ступени двухступенчатого МСрВ возможны различные схемы возвращения. В частности, ракетный блок без развитых аэродинамических поверхностей (в простейшем случае неуправляемый) приземляется (или приводняется) в районе, соответствующем баллистическому спуску. Конечный участок такого спуска близок к вертикальному, и скорость опускающегося блока с достаточной для предварительных оценок точностью может быть определена из следующей зависимости:

$$v = \sqrt{\frac{2gm}{C_x \rho S}}, \quad (29.5)$$

где m — масса разгонного блока после отделения от второй ступени; C_x — коэффициент лобового сопротивления; S — характерная площадь; ρ — плотность атмосферы.

Для реальных значений нагрузки на мидель ($p_m = \frac{m}{C_x S}$) — 300...800 кг/м² вертикальная скорость посадки слишком большая (более 70 м/с) для сохранения материальной части с целью ее повторного использования. Для предпосадочного торможения рассматриваются самые различные средства, включая разворачиваемые аэродинамические поверхности (парашюты, роторные устройства, разворачиваемые крылья и т.д.), средства мягкой посадки (шасси, надувные баллоны), а также двигатели (в основном вспомогательные, например ВРД или РДТТ). Ориентировочные значения посадочных скоростей, обеспечиваемые различными средствами спасения, и их относительные массы ($\mu_{с.с} = m_{с.с} / m$) представлены в табл. 29.1.

Если ракетный блок обладает даже ограниченной возможностью маневра, то можно осуществить вертикальную или горизонтальную посадку на заранее подготовленную площадку, что повышает сохранность ускорителя, но удорожает и утяжеляет средства его спасения и увеличивает соответственно цикл ее окупаемости. С такой площадки ракетный блок может быть доставлен на космодром специальным транспортным средством либо после дозаправки топливом самостоятельно.

Характеристики средств торможения и посадки

Средства торможения и посадки	Скорость приземления, м/с	μ_{cc}
Парашют + ДУ + средства мягкой посадки	3...5	0,15...0,20
Парашют + средства мягкой посадки	3...10	0,15...0,30
ВРД + шасси	2...4	0,18...0,22
Парапланер + шасси	0...2	0,10...0,12
Ротор + шасси	0...2	0,10...0,17
ПВРД (посадочный ВРД)	0...4	0,10...0,18

Если предусмотреть определенный запас топлива ракетного блока, то его возврат на космодром после разгона и отделения от орбитальной ступени может быть осуществлен без промежуточной посадки либо «по самолетному» типу, с использованием ВРД (маршевых или специально предусмотренных только для возвращения), либо «по ракетному», когда сразу после отделения от орбитальной ступени ракетный блок разворачивается в обратную сторону и его двигатели обеспечивают перелет в район космодрома, где он приземляется либо вертикально, на тяге своих двигателей, либо горизонтально, «по самолетному» (если у него предусмотрены крылья). Возвращение ракетного блока I ступени без промежуточной посадки уменьшает расходы на создание специальных площадок и транспортировку на космодром, а также не накладывает ограничений на азимут пуска и резко повышает оперативность использования МСрВ, но снижает их массовую отдачу (из-за топлива для возвращения в район космодрома).

Существенного снижения расходов топлива на обеспечение предпосадочного маневра и на саму посадку можно достичь благодаря использованию для его реализации развитых аэродинамических поверхностей. У крылатого ускорителя предпосадочный маневр и посадка будут осуществляться «по самолетному» типу. Но развитые аэродинамические поверхности могут сочетаться не только с самолетными схемами МСрВ, но и с баллистическими аппаратами. При этом возможны самые разнообразные схемы аэродинамических поверхностей (гибкое крыло, разворачиваемое крыло, параплан и т.п.). Одним из примеров использования таких аэродинамических поверхностей является поворачивающееся крыло ракетного блока «Байкал» (рис. 29.4), разрабатываемого в рамках программы «Ангара». В последнем случае скорость, при которой он отделяется от второй ступе-

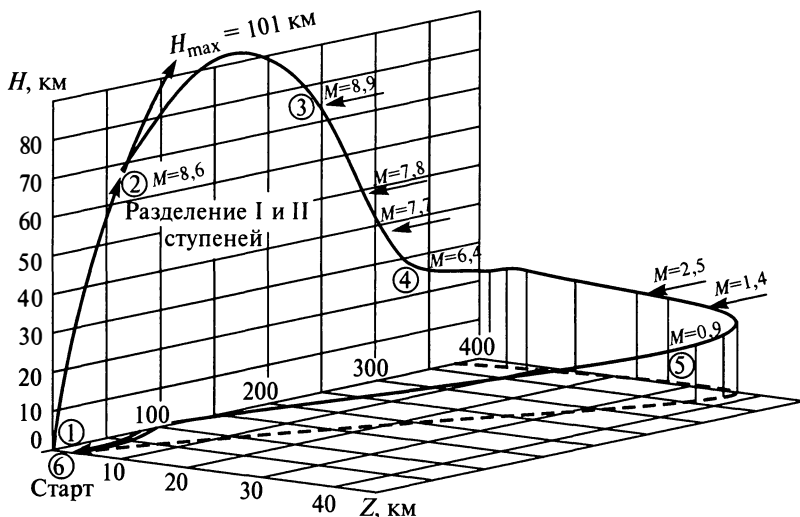


Рис. 29.4. Схема маневра крылатого ускорителя при возвращении к месту посадки (на примере крылатого ускорителя «Байкал»)

ни, достаточно высока, и, следовательно, удаленность от стартового комплекса такова, что для возвращения к месту старта даже при наличии крыла необходим «моторный» участок, для чего в составе этого ускорителя предусмотрен ВРД и соответствующий запас топлива.

Орбитальные маневры. Из всех видов орбитальных маневров поворот плоскости орбиты является наиболее важным и энергоемким. В частности, благодаря повороту плоскости орбиты можно обеспечить пролет над нужной точкой на Земле.

Такой маневр может быть осуществлен как баллистическим аппаратом, так и крылатым, но в первом случае расход топлива значительно больше. Его величина определяется по следующей формуле:

$$\mu_{\tau} = 1 - \exp \left(- \frac{2v \sin \frac{\Delta i}{2}}{I_{\text{уд}}} \right), \quad (29.6)$$

где μ_{τ} — относительная масса топлива, необходимого для реализации маневра; v — скорость в начале маневра; Δi — изменение угла наклона плоскости орбиты в процессе маневра.

Крылатым МСрВ осуществление этого маневра намного экономичнее.

Для этого он начинает входить в атмосферу в любой точке орбиты и в атмосфере (в верхних слоях) начинает разворот с использованием управления по крену до тех пор, пока направление полета не совпадет с плоскостью новой орбиты, проходящей через заданную точку, а затем, по необходимости, крылатый аппарат может вернуться на рабочую орбиту или осуществить посадку.

Предпосадочные маневры орбитальных ступеней осуществляются, чтобы обеспечить сход аппарата с орбиты ИСЗ в определенной точке и с заданными кинематическими параметрами и чтобы реализовать приземление в намеченной точке и с необходимой точностью.

Один из маневров предназначен для изменения плоскости орбиты с целью совмещения плоскости орбиты возвращающегося аппарата с плоскостью новой орбиты, проходящей через точку посадки. Этот маневр подобен вышеупомянутому орбитальному маневру по изменению плоскости орбиты.

Кроме маневра, обеспечивающего смену наклонения орбиты, с помощью аэродинамических сил крылатый МСрВ может осуществлять маневр в плоскости орбиты, управляя временем схода с орбиты. Этот маневр начинается со входа в атмосферу в любой точке орбиты, а затем, за счет изменения угла атаки, формируется соответствующая подъемная сила с тем, чтобы удерживать аппарат на круговой или близкой к круговой орбите в атмосфере Земли. Далее в некоторой точке траектории начинается собственно спуск в атмосфере или, по необходимости, аппарат выходит из атмосферы с тем, чтобы войти в нее в другом районе.

Дальность планирования с момента схода с орбиты можно вычислить по следующей приближенной формуле

$$L_{\text{пл}} = 13\,800 K_r \quad [\text{км}]; \quad (29.7)$$

время планирования по приближенной формуле

$$t_{\text{пл}} = 2300 K_r \quad [\text{с}], \quad (29.8)$$

где K_r — гиперзвуковое аэродинамическое качество.

Крылатый аппарат целесообразно также использовать для осуществления бокового маневра (из плоскости орбиты) при посадке. Если вертикальный маневр позволяет варьировать продольной дальностью, то горизонтальный маневр — боковым отклонением. Горизонтальный маневр позволяет осуществить посадку на посадочную полосу, удаленную в боковом направлении от плоскости орбиты, с которой аппарат сходит.

Предельное боковое отклонение, т.е. размер зоны возможной посадки, зависит от величины аэродинамического качества. Боковое от-

клонение можно определить с помощью следующей приближенной зависимости:

$$L_{\text{бок}} = 1400 K_r^{1.5} \text{ [км]}. \quad (29.9)$$

Многообразие возможных схемных решений, содержащих самые разнообразные компоненты современных ракетных и авиационных технологий, существенно усложняет (если сравнивать с традиционными, одноразовыми РКН) задачу их разработки и не позволяет сформулировать универсальную методику их проектирования. Тем не менее, опыт, накопленный в авиационно-космической технике за последние 30–40 лет (этап активных теоретических и экспериментальных исследований и практического использования СрВ с повторно используемой материальной частью), позволяет определить направления как в части проектных разработок МСрВ самых разных схемных решений, так и в части экспериментальных работ по созданию экономически эффективных перспективных МСрВ.

Общая *постановка задачи о выборе проектных параметров* МСрВ, как и для любой сложной технической системы, в соответствии с системотехническим взглядом на проектирование не будет отличаться от подобной постановки задачи для одноразовых СрВ.

Выбор параметров подчиняется условию достижения экстремума.

$$\text{extr} K(X, Y), \quad (29.10)$$

где, как и при исследовании одноразовых СрВ, $Y(y_1, \dots, y_p)$ — вектор технического задания, элементы которого представляют собой количественные и качественные требования к системе; $X(x_1, \dots, x_n, x_{n+1}, \dots, x_N)$ — вектор оптимизируемых переменных (синтезируемых компонентов) системы.

Решение задачи, в первую очередь, зависит от адекватности математической модели, содержащей вышеприведенные переменные и функции, синтезируемой системе и целям конкретных исследований.

В частности, при выборе проектных параметров в процессе формирования облика аппарата на этапе технических предложений критерий должен выбираться в виде, согласованном с критерием эффективности надсистемы, т.е. комплекса в целом. При сравнительном анализе обычно используются различные критерии. Если остановиться на монокритериальных оценках, то перечень критериев будет включать как относительные (удельные) показатели совершенства МСрВ, так и абсолютные (размерные). Так как разработка МСрВ инициирована желанием достичь, прежде всего, экономической эффективности, то главенствующую роль играют критерии в стоимостном выражении, в частности:

- стоимость программы транспортировки определенного объема грузопотока

$$C_{\text{пр}} = C_{\text{раз}} + C_{\text{изг}} m + C_{\text{экс}} n, \quad (29.11)$$

где $C_{\text{раз}}$ — стоимость разработки; $C_{\text{изг}}$ — стоимость изготовления; $C_{\text{экс}}$ — стоимость эксплуатации; n — число пусков; m — количество аппаратов для реализации программы пусков;

- удельная стоимость выведения

$$C_{\text{уд}} = \frac{C_{\text{п}}}{m_{\text{п.г}}}, \quad (29.12)$$

где стоимость пуска

$$C_{\text{п}} = C_{\text{изг}} / n + C_{\text{экс}}; \quad (29.13)$$

n — число пусков, на которое рассчитан аппарат (ресурс).

Кроме того, для оценки вариантов МСрВ иногда полезными могут быть и традиционные для РКН критерии, в частности:

относительная масса полезного груза

$$\mu_{\text{п.г}} = \frac{m_{\text{п.г}}}{m_0} \quad (29.14)$$

или относительная сухая масса

$$\mu_{\text{сух}} = \frac{m_{\text{сух}}}{m_0}, \quad (29.15)$$

где $\mu_{\text{п.г}}$, $m_{\text{сух}}$, m_0 — масса полезного груза, «сухая» масса и стартовая масса соответственно.

Состав параметров, которые определяют «объем» математической модели анализируемых объектов, и состав проектных параметров МСрВ в связи с появлением несвойственных одноразовым аппаратам элементов (элементов самолетной схемы, элементов систем посадки и т.д.), используемый для проектно-баллистического анализа в процессе их выбора, существенно расширится за счет включения в модель движения уравнений, описывающих движение крылатых блоков на разных участках полета (при выведении, при спуске в атмосфере, в процессе приземления и т.д.), а также при учете зависимостей, характеризующих массовые, геометрические, стоимостные и другие характеристики таких блоков. Примером дополнения к модели движения может быть модель спуска в атмосфере. Ниже представлена модель масс для МСрВ самолетной схемы, которая может быть использована при проектно-баллистическом анализе совместно с моделью масс,

рассматриваемой ранее для одноразовых РКН. Рассматриваться будут только соотношения, характерные для верхних крылатых блоков и одноступенчатых аппаратов самолетной схемы. Исключение из модели масс самолетов-разгонщиков объясняется тем, что в ближайшей перспективе в качестве таковых будут в основном рассматриваться существующие тяжелые самолеты.

Стартовая масса блока самолетной схемы может быть представлена следующими компонентами: массой полезного груза, конструкции, тепловой защиты, шасси, оборудования и экипажа, основной ДУ, вспомогательной ДУ, топлива для основной ДУ и топлива для вспомогательной ДУ соответственно, т.е.

$$m_0 = m_{п.г} + m_{кон} + m_{т.з} + m_{ш} + m_{об} + m_{д.у}^{осн} + m_{д.у}^{всп} + m_{т}^{осн} + m_{т}^{всп}. \quad (29.16)$$

Приведя это уравнение к форме с удельными параметрами деления каждой компоненты на стартовую массу, можно получить зависимость для относительной массы полезного груза:

$$\mu_{п.г} = 1 - \mu_{т}(1 - \mu_{ш}^{пос}) - \frac{(q_k + q_{т.з}) \frac{S_{см}}{S_x}}{\frac{m_0}{S_x}} - (\mu_{ш}^{пос} + \mu_{об} + \mu_{д.у}^{осн} n_0 g_0 + \mu_{д.у}^{всп}), \quad (29.17)$$

где $\mu_{т} = \frac{m_{т}^{осн} + m_{т}^{всп}}{m_0}$ — относительный суммарный расход топлива;

$\mu_{ш}^{пос} = \frac{m_{ш}}{m_{пос}}$ — относительная масса шасси;

$q_k = \frac{m_{кон}}{S_{см}}$ — удельная масса 1 м² конструкции;

$S_{см}$ — площадь смачиваемой поверхности;

S_x — характерная площадь аппарата;

$q_{т.з} = \frac{m_{т.з}}{S_{см}}$ — удельная масса 1 м² тепловой защиты;

$n_0 = \frac{P_0}{g_0 m_0}$ — начальная тяговооруженность;

$\mu_{д.у}^{осн} = \frac{m_{д.у}^{осн}}{P_0}$ — относительная масса двигательной установки;

$\mu_{д.у}^{всп} = \frac{m_{д.у}^{всп}}{m_0}$ — относительная масса вспомогательной ДУ.

Следует иметь в виду, что приведенные выше удельные параметры в зависимости от уровня технологии и опыта меняются как в процессе создания, так и далее при разработке модификаций аппарата под конкретные задачи.

Сравнительный анализ различных вариантов схемных решений весьма затруднителен, прежде всего из-за отсутствия достаточно достоверных математических моделей, разработка которых является самостоятельной проблемой. Тем не менее, результаты многочисленных исследовательских работ в этом направлении позволяют судить о некоторых тенденциях, представляющих интерес при принятии решений. Ниже рассмотрены в качестве примеров эти тенденции относительно выбора некоторых характерных проектных параметров.

Выбор количества ступеней, как уже отмечалось выше, практически сводится к вариантам двухступенчатых МСрВ, а в более дальней перспективе это будет выбор между двухступенчатыми и одноступенчатыми вариантами. Как и для одноразовых СрВ, экономичность МСрВ неизменной стартовой массы с количеством ступеней более двух снижается, несмотря на возрастание массы полезного груза. Это имеет очевидное объяснение: с увеличением количества ступеней возрастает количество ускорителей при некотором снижении массы топлива, но, поскольку удельные затраты на конструкцию существенно превышают затраты на топливо, возрастание общих затрат на запуск опережает прирост массы полезного груза.

Соотношение масс ступеней и связанное с ним соотношение долей скорости, сообщаемых ступенями, в целом определяется закономерностями, рассмотренными ранее для одноразовых СрВ, т.е. для «идеальных» условий без каких-либо ограничений, при равенстве энергетического совершенства двигателей и массового совершенства конструкции доли скорости будут равными. Изменение совершенства ступени (энергетического или массового) повлечет за собой перераспределение долей скорости в пользу ступени с более высоким совершенством. В этой связи в схемах МСрВ с крылатой первой ступенью наблюдается тенденция к снижению обеспечиваемого ею приращения скорости, так как в противном случае за счет необходимой теплозащиты, масса которой будет увеличиваться с увеличением скорости разделения, топлива на возврат и др., стартовая масса, сложность и стоимость аппарата будут возрастать.

Начальная тяговооруженность, подчиняясь в целом закономерностям, характерным для одноразовых СрВ, при переходе к схемам с горизонтальным стартом будет несколько отличаться от значений, характерных для вертикально стартующих МСрВ.

Для оценки этой тенденции рассмотрим дифференциальное уравнение движения аппарата в атмосфере в скоростной системе координат со следующими допущениями:

- аэродинамическое качество максимально на всех участках полета;
- тяга двигателя направлена вдоль продольной оси;
- центробежные силы незначительны по сравнению с силами тяги и аэродинамическими силами;

$$\begin{aligned} m \frac{dv}{dt} &= P - X_a - mg \sin \theta, \\ m \frac{d\theta}{dt} &= Y_a - mg \cos \theta, \end{aligned} \quad (29.18)$$

где $P = ng_0 m_0$ — тяга; $m = \mu m_0$ — текущая масса; X_a , Y_a — сила лобового сопротивления и аэродинамическая подъемная сила, соответственно.

Полагая, что $\frac{d\theta}{dt} = 0$, а $X_a = \frac{Y_a}{K}$, после простых преобразований система (29.18) сведется к следующему уравнению:

$$\frac{dv}{dt} = n_0 g \frac{1}{\mu} - \frac{1}{K} g \cos \theta - g \sin \theta, \quad (29.19)$$

где $K = \frac{Y_a}{X_a}$ — аэродинамическое качество.

Интегрирование уравнения (29.19) и некоторое упрощение, связанное с учетом потери скорости на изменение высоты полета, приводит к решению

$$\bar{v}_\kappa = -\ln \mu_\kappa + \frac{\mu_\kappa - 1}{n_0 K_a} \cos \theta + \frac{\mu_\kappa - 1}{n_0} \sin \theta, \quad (29.20)$$

где $\bar{v}_\kappa = \frac{v}{I_{уд}}$.

Дифференцируя (29.20) и приравнявая полученное выражение нулю, а затем, решая его относительно n_0 , получим зависимость для определения оптимальной тяговооруженности из условия наибольшей скорости при заданной массе полезного груза (что соответствует условию наибольшей массы полезного груза при фиксированной конечной скорости):

$$n_0 = \frac{\mu_\kappa}{2K^*} \left(1 + \sqrt{1 + \frac{4K^*}{\gamma_{ду}} \frac{1 - \mu_\kappa}{\mu_\kappa}} \right), \quad (29.21)$$

где $K^* = K \frac{1}{\cos \theta} + K \sin \theta$.

Самостоятельной проблемой является выбор аэродинамического качества крылатых ускорителей (самолетов-разгонщиков и крылатых разгонных блоков) и орбитальных самолетов. Для самолета-разгонщика это относится, в первую очередь, к дозвуковому аэродинамическому качеству, величина которого связана с обеспечением условий взлета для горизонтально стартующих МСрВ или условий обеспечения планирующего полета к месту посадки вертикально стартующего аппарата. Для орбитального самолета это относится, в первую очередь, к гиперзвуковому аэродинамическому качеству, величина которого связана с «комфортностью» условий спуска и маневренностью, а величина дозвукового аэродинамического качества — с обеспечением условий посадки.

В заключение следует заметить, что выбор состава основных проектных параметров является самостоятельной задачей и зависит от схемного решения аппарата и условий его разработки (в первую очередь ограничений). При любом составе, выбранном из условия существенности их влияния на характеристики аппарата и критерии принятия решения, остальные параметры, не вошедшие в состав основных проектных параметров, также в определенной степени влияют на характеристики, однако их влияние пренебрежимо мало на фоне неопределенности исходных данных, неопределенности условий эксплуатации и т.д. Но прежде чем исключить такие параметры из состава основных проектных параметров, их «несущественность» должна быть тем или иным образом обоснована. Кроме того, такие параметры могут быть предметом анализа и выбора на последующих этапах разработки.

Список литературы

29.1. **Основы** проектирования летательных аппаратов (транспортные системы): учебник для технических вузов / В.П. Мишин, В.К. Безвербый, Б.М. Панкратов и др.; под ред. В.П. Мишина. М.: Машиностроение, 2005. 360 с.

29.2. **Васильев Л.М., Костромин С.Ф., Ромашкин А.М.** Методология и предварительные результаты сравнительного анализа концепций многоразовой космической транспортной системы // Космонавтика и ракетостроение. 1999. № 15.

29.3. **Сердюк В.К., Толяренко Н.В., Хлебникова Н.Н.** Транспортные средства обеспечения космических программ / под ред. В.П. Мишина (Итоги науки и техники, серия: «Ракетостроение и космическая техника»). Т. 11. М.: ВИНТИ, 1990. 276 с.

29.4. **Карп К.А., Плохих В.П.** Концептуальные исследования и синтез многоразовых систем горизонтального старта. М.: МАИ, 2006. 248 с.

УСЛОВНЫЕ СОКРАЩЕНИЯ

АТ	— азотный тетроксид
АСУ ПП	— автоматизированная система управления подготовкой и пуском
БЦВМ	— бортовая цифровая вычислительная машина
ГО	— головной обтекатель
ГПО	— геопереходная орбита
ГСО	— геостационарная орбита
ГЛОНАСС	— глобальная навигационная спутниковая система
ДУ	— двигательная установка
ЖРД	— жидкостная двигательная установка
ИПД	— импульс последействия двигателя
ИСЗ	— искусственный спутник Земли
КА	— космический аппарат
КБ	— конструкторское бюро
КГЧ	— космическая головная часть
ККС	— конструктивно компоновочная схема
КП	— космическая программа
КРК	— космический ракетный комплекс
КС	— космическая система
КСИСО	— комплекс средств измерений, сбора и обработки информации
МБР	— межконтинентальная баллистическая ракета
МИК	— монтажно-испытательный комплекс
МКС	— международная космическая станция
МО	— Министерство обороны
МСрВ	— многоразовое средство выведения
МТА	— межорбитальный транспортный аппарат
НДМГ	— несимметричный диметилгидразин
ОБ	— орбитальный блок
ОКР	— опытно-конструкторская работа
ОС	— орбитальный самолет
ПГ	— полезный груз
ПГС	— пневмогидравлическая система
ПДК	— предельно допустимая концентрация
РБ	— разгонный блок
РДТТ	— ракетный двигатель твердого топлива
РКК	— ракетный космический комплекс
РКН	— ракета космического назначения
РКС	— регулятор кажущейся скорости
РКТ	— ракетно-космическая техника
РН	— ракета — носитель
СК	— стартовый комплекс
СК РКН	— стартовый комплекс РКН
СТС	— сложная техническая система
СП	— стартовая позиция

СрВ	— средство выведения
СУ	— система управления
СУРТ	— система управления расходом топлива
ТЗ	— техническое задание
ТС	— техническая система
ТТЗ	— тактико-техническое задание
ТК РН	— технический комплекс РН
ТК РКН	— технический комплекс РКН
ТТХ	— тактико-технические характеристики
УГВ	— углеводородное горючее
УКЗ	— удлиненный кумулятивный снаряд
ЭВМ	— электронно-вычислительная машина
ЭРД	— электроракетный двигатель
ЯРД	— ядерный ракетный двигатель

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	7
От автора	8
Глава 1. КОСМИЧЕСКАЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ	9
Космические исследования. Космическая деятельность. Космическая программа. Федеральная космическая программа. Космические системы. Ракетно-космический комплекс. Космический ракетный комплекс. Средства выведения	
<i>Список литературы</i>	
Глава 2. КОСМИЧЕСКИЙ РЫНОК ПУСКОВЫХ УСЛУГ	20
Спрос на запуски КА. Прогноз рынка запусков. Предложения рынка пусковых услуг. Модель грузопотока	
<i>Список литературы</i>	
Глава 3. СИСТЕМЫ, НАДСИСТЕМЫ И ПОДСИСТЕМЫ	37
Определения. Классификация систем. Иерархия систем. Цель системы. Качество системы. Эффективность системы. Эффективность — стоимость	
<i>Список литературы</i>	
Глава 4. ЖИЗНЕННЫЙ ЦИКЛ СЛОЖНОЙ ТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ	49
Разбиение жизненного цикла на этапы. Содержание работ по этапам. Сравнение российских и американских стандартов на разделение жизненного цикла по этапам	
<i>Список литературы</i>	
Глава 5. ПРОЕКТИРОВАНИЕ: ОСНОВНЫЕ ПРОЦЕДУРЫ И АТТРИБУТЫ	63
Эволюция процесса проектирования. Системотехника. Системный подход. Системный анализ. Задача синтеза технической системы. Декомпозиция задачи	
<i>Список литературы</i>	
Глава 6. ПРОЦЕСС РАЗРАБОТКИ КОСМИЧЕСКОЙ ПРОГРАММЫ	77
Космическая инфраструктура. Федеральная космическая программа. Последовательность работ в процессе разработки космической программы. Концепция космической программы. Архитектура космической программы. Формирование требований к космической системе. Системное проектирование	
<i>Список литературы</i>	
Глава 7. КОСМИЧЕСКИЙ РАКЕТНЫЙ КОМПЛЕКС	91
Задачи, возлагаемые на космический ракетный комплекс. Варианты структурных схем. Взаимное влияние РН и других компонентов КРК. Состав требований к РКН. Унификация компонентов комплекса	
<i>Список литературы</i>	

Глава 8.	ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬ И СТРУКТУРА ПРОЕКТНЫХ РАБОТ ПО РКН	105
	Схемные решения. Схемообразующие признаки. Схема вычислительных работ	
	<i>Список литературы</i>	
Глава 9.	СХЕМЫ ВЫВЕДЕНИЯ РКН	117
	Уравнения движения РКН. Программы угла тангажа. Программа работы ДУ. Основные ограничительные условия. Выведение на низкие орбиты. Выведение на высокие орбиты. Групповые запуски. Азимут пуска. Влияние на грузоподъемность РКН широты точки старта	
	<i>Список литературы</i>	
Глава 10.	ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РКН. ОСНОВНЫЕ ПРОЕКТНЫЕ ПАРАМЕТРЫ. КРИТЕРИИ ЭФФЕКТИВНОСТИ	135
	Состав тактико-технических характеристик. Конечная скорость РКН. Характеристическая скорость. Потери характеристической скорости. Проектные параметры и функции управления. Основные проектные параметры. Постановка задачи о выборе основных проектных параметров. Критерии эффективности	
	<i>Список литературы</i>	
Глава 11.	ТОПЛИВО ДЛЯ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ	147
	Технические требования. Эксплуатационные требования. Экономические требования. Жидкие ракетные топлива. Твердые ракетные топлива. Воздействие топлив на окружающую среду	
	<i>Список литературы</i>	
Глава 12.	КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВочная СХЕМА РКН. СТУПЕНЧАТОСТЬ. СПОСОБЫ ОБРАЗОВАНИЯ СТУПЕНЕЙ	165
	Одноступенчатая ракета. Составные ракеты. Баланс масс одноступенчатой РКН. Уравнение существования одноступенчатой РКН. Баланс масс многоступенчатой РКН	
	<i>Список литературы</i>	
Глава 13.	ВЛИЯНИЕ СТУПЕНЧАТОСТИ И РАСПРЕДЕЛЕНИЯ МАСС ПО СТУПЕНЯМ НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ РКН	181
	Задача об оптимальном числе ступеней. О существовании оптимального распределения масс по ступеням. Задача об оптимальном распределении масс. Общее решение задачи об оптимальном распределении масс. Проблема выбора топлива	
	<i>Список литературы</i>	
Глава 14.	ФОРМИРОВАНИЕ ПРОГРАММЫ ДВИЖЕНИЯ РКН	196
	Программа движения. Программа угла тангажа. Программа угла атаки. Оптимальная начальная тяговооруженность. Программа режима работы двигательной установки	
	<i>Список литературы</i>	
Глава 15.	МАССОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РКН	211
	Массовая сводка. Метод массовых соотношений. Метод удельных показателей. Аналитический метод. Примеры структур массовой сводки и расчетов ее составных частей	
	<i>Список литературы</i>	

Глава 16. ВЫБОР И ОБОСНОВАНИЕ КОНСТРУКТИВНО-КОМ- ПОНОВОЧНОЙ СХЕМЫ РКН. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА	225
Компоновка. Выбор внешних обводов. Моноблочные РКН. По- либлочные РКН. Приближенная оценка аэродинамических ха- рактеристик РКН моноблочной схемы. Приближенная оценка аэродинамических характеристик РКН полиблочной схемы. Влияние компоновки на устойчивость и управляемость <i>Список литературы</i>	
Глава 17. ВНУТРЕННЯЯ КОМПОНОВКА РКН	247
Требования к внутренней компоновке. Космическая головная часть. Топливные отсеки. Компоновка двигательных отсеков. Компоновка оборудования системы управления <i>Список литературы</i>	
Глава 18. ЖИДКОСТНЫЕ ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ	275
Состав ракеты-носителя. Основные характеристики двигателъ- ной установки. Жидкостный ракетный двигатель. Трехкомпо- нентный ЖРД <i>Список литературы</i>	
Глава 19. ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК	298
Обобщенная функциональная структура ПГС. Системы надду- ва: «холодные», «горячие», «химические». Управление процес- сом функционирования ДУ: запуск, маршевый режим, останов <i>Список литературы</i>	
Глава 20. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РКН	317
Требования к системе управления. Система наведения. Регуля- тор кажущейся скорости. Система управления расходом топлива. Система угловой стабилизации. Органы управления <i>Список литературы</i>	
Глава 21. СИСТЕМЫ РАЗДЕЛЕНИЯ	338
Узлы связи разделяемых элементов. Средства обеспечения дви- жения отделяемых элементов. Разделение ступеней с последова- тельным расположением ракетных блоков. Разделение ступеней с параллельным расположением ракетных блоков. Отделение полезного груза <i>Список литературы</i>	
Глава 22. МЕЖОРБИТАЛЬНЫЕ ТРАНСПОРТНЫЕ АППАРАТЫ	359
Определение. Эволюция МТА. Особенности тактико-техниче- ских требований к МТА. Схемные решения <i>Список литературы</i>	
Глава 23. ОЦЕНКА ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ЗАТРАТ НА МЕЖОРБИТАЛЬНЫЕ МАНЕВРЫ	373
Методический подход к определению энергозатрат. Маневры по переходу между орбитами, имеющими общие точки. Маневры по переходу между околоруговыми орбитами. «Быстрые» пере- леты. Маневр по переходу между эллиптическими компланар-	

ными орбитами. Маневр по сближению МТА с другим космическим объектом. Переход между околокруговыми орбитами с использованием ЭРД. Маневры по переходу между высокой и низкой орбитами с использованием атмосферы
Список литературы

Глава 24. ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ МЕЖОРБИТАЛЬНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ АППАРАТОВ	391
Критерии эффективности. Основные проектные параметры. Массовые характеристики одноступенчатого МТА. Выбор топлива. Выбор начальной тяговооруженности. Граничная характеристическая скорость. Выбор проектных параметров МТА с ЭРД <i>Список литературы</i>	
Глава 25. КОМПОНОВКА МТА	409
Требования к конструктивно-компоновочной схеме. Массовые и объемные характеристики. Массовая сводка. Компоновка топливных отсеков МТА с ЖРД. Компоновка МТА с РДТТ. Дистанционно управляемый МТА. МТА космического базирования. МТА с ЭРД. Пилотируемые МТА <i>Список литературы</i>	
Глава 26. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ МТА	431
Структурная схема МТА. Функциональные задачи ДУ. Общие требования. Маршевые двигатели. Химические ракетные двигатели малой тяги. Электрореактивные двигатели <i>Список литературы</i>	
Глава 27. СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗАПУСКА ЖРД	448
Поведение жидкости в невесомости. Условия гарантированного забора однофазного топлива. Инерционные СОЗ. Капиллярные СОЗ. Вытеснительные СОЗ. СОЗ накопительного типа. Потенциально возможные типы СОЗ <i>Список литературы</i>	
Глава 28. МНОГОРАЗОВЫЕ СРЕДСТВА ВЫВЕДЕНИЯ. СХЕМНЫЕ РЕШЕНИЯ	465
Тенденции развития средств выведения. Необходимые условия перехода к МСрВ. Предпосылки к созданию МСрВ. Схемообразующие признаки. Направления поиска новых проектных решений <i>Список литературы</i>	
Глава 29. СХЕМЫ ПОЛЕТОВ МСрВ. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ О ВЫБОРЕ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ	482
Вертикальный старт. Горизонтальный старт. Маневры орбитальной ступени на участке выведения. Орбитальные маневры. Предпосадочные маневры. Постановка задачи о выборе проектных параметров <i>Список литературы</i>	
Условные сокращения	498

Учебное издание

Сердюк Владимир Климентьевич

**ПРОЕКТИРОВАНИЕ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

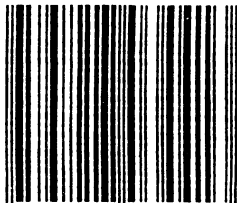
Редактор *Д.Я. Чернис*
Переплет художника *Т.Н. Погореловой*
Технический редактор *В.Г. Верхоzin*
Корректоры *В.О. Кабанова, Л.И. Сажина*

Сдано в набор 01.09.2008. Подписано в печать 20.04.2009
Формат 60×88¹/₁₆. Бумага офсетная. Гарнитура Newton.
Печать офсетная. Усл. печ. л. 30,87. Уч.-изд. л. 30,17.
Тираж 1000 экз. Заказ 975.

ОАО "Издательство "Машиностроение", 107076, Москва, Стромьинский

Отпечатано в ГУП ППП «Типография "Наука" РАН»,
121009, Москва, Шубинский пер., 6

ISBN 978-5-217-03441-3



9 785217 034413

