

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

Г.П. АНШАКОВ, Д.А. БАРАНОВ, А.С. ЧЕТВЕРИКОВ

РАСЧЕТ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ И ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» в качестве учебного пособия для обучающихся по основным образовательным программам высшего образования по специальности 24.05.01 Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов и по направлению подготовки 24.03.01 Ракетные комплексы и космонавтика

САМАРА

Издательство Самарского университета

2021

УДК 629.78 (075)
ББК 39.62
С 164

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. В. В. Малышев,
д-р техн. наук, проф. И. В. Белоконнов

Аншаков, Геннадий Петрович

С 164 **Расчет баллистических и проектных характеристик ракет космического назначения:** учебное пособие / *Г.П. Аншаков, Д.А. Баранов, А.С. Четвериков.* – Самара: Издательство Самарского университета, 2021. – 192 с.

ISBN 978-5-7883-1595-9

Описана методика расчета баллистических и проектных характеристик ракет космического назначения.

Предназначено для студентов, обучающихся по специальности 24.05.01 Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов и по направлению подготовки 24.04.01 Ракетные комплексы и космонавтика.

Подготовлено на кафедре космического машиностроения Самарского университета.

УДК 629.78 (075)
ББК 39.62

ISBN 978-5-7883-1595-9

© Самарский университет, 2021

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	5
Введение	8
1 Основы методологии проектирования ракет космического назначения	11
1.1 Космический ракетный комплекс как сложная техническая система	11
1.2 Проблемы и эволюция процесса проектирования средств выведения	18
1.2.1 Основные принципы системного подхода	22
1.2.2 Системный анализ сложных технических систем	25
1.2.3 Синтез сложной технической системы	30
1.3 Основные принципы построения систем и объектов космического ракетного комплекса	35
1.4 Основные этапы проектирования	51
1.5 Методологические аспекты технологии нисходящего и восходящего проектирования при разработке ракет-носителей	53
1.5.1 Технологии проектирования ракет-носителей	53
1.5.2 Применение технологии смешанного проектирования при создании комплекса ракеты-носителя «Союз-СТ»	60
1.6 Баллистические расчеты в общей задаче проектирования ракеты космического назначения	65
2 Общие положения теории движения ракет	68
2.1 Уравнения движения тела переменного состава	68
2.2 Системы координат, применяемые в динамике полета ракет	72
2.3 Основные силы и моменты, действующие на ракету в полете	82
2.3.1 Сила притяжения Земли	82
2.3.2 Сила тяги ракетного двигателя	88
2.3.3 Аэродинамические силы и моменты	91
3 Выбор проектно-баллистических характеристик ракет космического назначения	101
3.1 Баллистические схемы выведения ракет космического назначения	101
3.2 Конечная скорость ракеты и основные проектно-баллистические параметры	113
3.2.1 Приближенный расчет конечной скорости ракеты	113
3.2.2 Основные проектные параметры	120
3.3 Программы движения ракеты космического назначения	122
3.3.1 Программа угла тангажа	123

3.3.2	Программа угла атаки.....	127
3.3.3	Программа режима работы двигательной установки.....	130
3.4	Постановка задачи о выборе основных проектных параметров.....	134
3.5	Влияние основных проектных параметров на конечную скорость ракеты.....	138
3.6	Выбор оптимальной траектории выведения искусственного спутника на орбиту.....	141
3.6.1	Постановка задачи	141
3.6.2	Учет ограничений при выборе программы угла тангажа	144
3.6.3	Модельная задача о выборе программы угла тангажа при выведении полезного груза на заданную орбиту	146
3.6.4	Оптимальная программа угла тангажа при выведении максимального полезного груза на заданную орбиту	150
4	Определение массово-энергетических соотношений для параметрического ряда модификаций ракеты-носителя	159
4.1	Модульная структура ракеты-носителя	159
4.2	Распределение чисел Циолковского по ступеням ракет-носителей	161
4.2.1	Распределение чисел Циолковского для схемы с последовательным соединением ступеней	161
4.2.2	Распределение чисел Циолковского для схемы с параллельно-последовательным соединением ступеней	164
4.3	Модель оптимального облика параметрического ряда модификаций ракет-носителей.....	171
4.4	Метод определения массово-энергетических соотношений для ракет-носителей с последовательным соединением ступеней, основанных на использовании существующих универсальных ракетных блоков.....	175
4.5	Метод определения массово-энергетических соотношений для параметрического ряда модификаций ракет-носителей	177
4.6	Решение модельной задачи определения массово-энергетических соотношений для случая последовательного соединения ступеней	182
4.7	Метод определения массово-энергетических соотношений для параметрического ряда модификаций ракет-носителей с параллельно-последовательным соединением ступеней	184
	Заключение	187
	Список использованных источников	188

ПРЕДИСЛОВИЕ

Любой полет в космос начинается и обеспечивается успешным полетом ракеты-носителя, выводящей КА на требуемую опорную орбиту или отлетную траекторию в дальний Космос. При этом, начиная с первых запусков баллистических ракет и запусков первых типов ракет-носителей, важнейшей была и остается в настоящее время проблема выбора оптимального проектного облика ракеты. Целью этих исследований всегда было и будет достижение таких летно-технических характеристик, как, например, максимальный вес выводимого полезного груза, точность выведения на заданную опорную траекторию, выбор числа ракетных ступеней, минимизация физических и материальных затрат и многое другое, что, как показала практика, требует создания и постоянного совершенствования используемых методов и методик проектно-исследовательских работ. И на одном из важнейших направлений при формировании проектного облика ракеты-носителя с точки зрения выбора оптимальных значений перечисленных выше характеристик, а также оценки возможности применения имеющегося в отрасли задела готовых комплектующих агрегатов, приборов, например, ракетных двигателей, конструктивных решений и т.п. находятся проектно-баллистические расчеты и исследования. Эти расчеты позволяют оценить количественно возможные отступления от теоретически оптимальных решений и принять обоснованные решения по выбору глобального критерия эффективности проекта. Поэтому проектанту-баллистику нужно быть специалистом не только в конкретных расчетах, но и владеть глубокими знаниями в области системных исследований, методах конструирования сложных систем и системотехники. Приведенная в этом пособии библиография, по на-

шему мнению, наглядно подтверждает это утверждение. Космонавтика сегодня – это мировое достижение, и она живет в мировом сообществе.

В России существует несколько научно-производственных центров и соответственно школ по разработке и производству ракет космического назначения таких, как АО «Ракетно-космический центр «Прогресс» (АО «РКЦ «Прогресс») – разработка ракет-носителей типа «Восток», «Молния», «Союз», «Союз–2», «Союз–5» и др., Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева (РКК «Энергия») – разработка ракеты-носителя сверхтяжелого класса «Энергия», АО «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева» (АО «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева») – разработка ракеты-носителя тяжелого класса «Протон» и ракет-носителей «Ангара».

Ракеты космического назначения сегодня разрабатываются во многих зарубежных странах. Помимо традиционных США и европейских стран, к их числу относятся Япония, Индия, Израиль, Южная Корея и др. Впечатляющих результатов добился Китай, создав серию ракет-носителей «Чанчжэн». В настоящий момент Китай ведет разработку ракеты-носителя сверхтяжелого класса «Чанчжэн-9».

Под руководством Илона Маска американская частная компания SpaceX совершила технологический рывок, создав современные ракеты-носители Falcon-9 и Falcon Heavy. Falcon-9 является на сегодняшний день единственной действующей ракетой-носителем с возвращаемой первой ступенью.

Эти перечисления подтверждают актуальность и необходимость иметь проектантов и разработчиков по ракетной технике.

Целью данного учебного пособия является повышение качества подготовки студентов, обучающихся по специальности 24.05.01 «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов» и 24.04.01 «Ракетные комплексы и космонавтика» на кафедре космического машиностроения имени генерального конструктора Д.И. Козлова Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королева.

ВВЕДЕНИЕ

Легендарная межконтинентальная баллистическая ракета Р-7, ставшая фундаментом семейства ракет-носителей, позволившая сделать первый шаг человечества в космос, была создана в подмосковных Подлипках Особым конструкторским бюро №1 под руководством Сергея Павловича Королева. Об этом написано много хороших книг, снято художественных и познавательных фильмов. Широко известно, что Р-7 была передана на серийное производство в город Куйбышев (ныне Самара). Пакетная схема ракеты и высокое совершенство конструкций МБР Р-7 и Р-7А таили в себе те уникальные потенциальные возможности, которые позволили создать семейство двух-, трех- и четырехступенчатых ракет среднего класса и обеспечить в короткий срок прорыв не только в ближний космос, но и к Луне, Марсу, Венере и на планетарную орбиту вокруг Солнца.

К созданию ракетной, а затем и ракетно-космической техники были привлечены ведущие предприятия города Куйбышева и области.

Таким образом, начиная с 1958 года, в Куйбышеве-Самаре был создан крупнейший центр советской, а впоследствии российской ракетно-космической отрасли.

Для создания новой техники на самарской земле крайне нужны были квалифицированные специалисты.

Дефицит кадров потребовал перестройки учебного процесса в Куйбышевском авиационном институте: студентов переориентировали на новые специальности.

Позднее внедрили в постоянную практику целевую подготовку студентов в вузе на основе специальных курсов и специ-

альных планов на базовых кафедрах СГАУ. Затем такой подход стал внедряться и в других вузах, но СГАУ и тогда и сейчас в этом плане остается на самых передовых позициях.

Ракетно-космический Центр (ЦСКБ и завод «Прогресс») в значительной мере создавался и укреплялся выпускниками СГАУ и это справедливо до сих пор. Поэтому, говоря о результатах работы Центра, можно говорить об успехах и заслугах не только Центра и его смежников, но и «кузницы» кадров – вузов, и в первую очередь – СГАУ, которому по праву, в ознаменование вклада в создание и развитие отечественной ракетно-космической техники, присвоено высокое имя Главного конструктора академика С.П. Королева.

В настоящее время ракеты-носители типа «Союз» являются широко востребованными и самыми надежными в мире. Они были до недавнего времени единственным средством доставки космонавтов на долговременные орбитальные станции и для запусков транспортных космических кораблей типа «Прогресс», а также автоматических космических аппаратов различного назначения. Общее количество запусков ракет-носителей типа «Союз» приближается к 2000.

В деятельности специалистов и работников космической отрасли всегда есть возможность для активного творческого научного поиска, интересной работы и карьерного роста.

Ракета космического назначения является одним из основных элементов ракетно-космического комплекса. Создание ракеты космического назначения – это трудоемкий процесс, требующий специальных знаний и методик на основе системного подхода.

Настоящее учебное пособие предназначено для повышения качества подготовки студентов, обучающихся по специальности

24.05.01 Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов и направлению 24.04.01 Ракетные комплексы и космонавтика на кафедре космического машиностроения Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королева.

Учебное пособие состоит из четырех глав. В первой главе представлены основы методологии проектирования ракет космического назначения. Показано, что проектирование ракеты космического назначения является неотъемлемой частью проектирования всего ракетно-космического комплекса и описаны современные методы и подходы, которые используются при проектировании ракет, и какую роль в этом процессе играют баллистические расчеты.

Во второй главе пособия представлены материалы по основам теории движения и баллистики ракет.

В третьей главе изложена методика выбора проектно-баллистических характеристик ракет космического назначения, которая используется на начальных этапах проектирования.

В настоящее время при создании ракет космического назначения все больше внимания уделяется унификации и модульности отдельных блоков ракет. В связи с этим проектируется не отдельно взятая ракета, а целый ряд ракет, состоящих из унифицированных ракетных блоков. В четвертой главе представлена оригинальная методика выбора проектных параметров параметрического ряда модификаций ракет-носителей. Данная методика стала результатом исследований [9–12, 26].

1 ОСНОВЫ МЕТОДОЛОГИИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

1.1 Космический ракетный комплекс как сложная техническая система

Ракета космического назначения является неотъемлемой частью космического ракетного комплекса. Под *космическим ракетным комплексом* (КРК) понимается совокупность ракеты-носителя конкретного типа (базовой) с ее возможными модификациями, технических средств, сооружений с системами и коммуникациями, предназначенных для проведения требуемой технологии работ [1].

Из данного определения видно, что космический ракетный комплекс является сложной технической системой. Для того, чтобы рассмотреть КРК с этой точки зрения, приведем основные понятия и определения.

Система – совокупность, объединение взаимосвязанных и расположенных в соответствующем определенном порядке элементов (частей) какого-то целостного образования. В математической логике под системой понимается множество объектов, между которыми установлены некоторые соотношения.

Сложный объект – предмет, явление, процесс, которые можно расчленить, разложить на элементы (составные части). Свойства сложного объекта определяются уровнем развития материи (субстанции) из которой состоит сложный объект, и характером объекта. **Сложный объект, в котором элементы внутренне, органически взаимосвязаны, называется системой.**

Сложная техническая система (СТС) – техническая система (объект), представляющая собой совокупность взаимодействующих, функционально самостоятельных подсистем, предназначенных для достижения общей (конкретной) цели, в том числе технических устройств с измерительными функциями [2].

Всякую СТС можно охарактеризовать одновременно существующими многими специфичными для нее чертами. Чаще всего встречаются такие характеристики сложности: многомерность системы (большие объемы циркулирующих в ней потоков информации, большое число элементов и т.д.), многокритериальность, т.е. наличие ряда критериев (часто противоречивых), которым должна удовлетворить система, вытекающая исходя из выше сказанного разнообразность циркулирующей информации и т.п.

Учитывая представленные определения космический ракетный комплекс должен быть отнесен к категории сложных технических систем.

Понятия СТС и «большая система» не являются тождественными, т.к. последний термин характеризует только одну черту «сложности» – размерность системы.

К числу свойств СТС, которые могут рассматриваться в качестве показателя «сложности» может быть отнесен целый ряд свойств, из которых наиболее весомыми являются следующие:

– свойство *эмерджентности*. Эмерджентность – в теории систем появление у системы свойств, не присущих ее элементам в отдельности, несводимость свойств системы к сумме свойств ее компонентов.

– свойство *отставания управления* от специализации в СТС. В связи с этим был сформулирован закон Эшби, гласящий, что для того, чтобы некоторая система могла управлять другой сис-

темой, она должна обладать сложностью не меньшей, чем сложность управляемой системы.

– *иерархическое устройство* самой системы и/или моделей, используемых для описания.

Основной метод исследования СТС – математическое моделирование. Для этого необходимо формализовать процессы ее функционирования и затем построить математическое описание СТС.

Космический ракетный комплекс как сложная техническая система на современном этапе развития космической техники решает следующие основные задачи:

1) сообщение полезному грузу скорости, необходимой для формирования орбиты искусственного спутника Земли (ИСЗ) или отлетной траектории для полета к другим небесным телам;

2) транспортное обслуживание пилотируемых космических станций;

3) осуществление полетов в космос в развлекательных или научно-исследовательских целях («космического туризма») и т.д.

Основные составные части КРК условно разделяются на две группы [1]:

1) *средства выведения*;

2) *средства наземного обеспечения* (наземный комплекс).

Средства выведения предназначены для доставки полезных грузов с поверхности планеты в заданные области космического пространства с заданными параметрами движения. В свою очередь, средства выведения разделяются на два класса [1]:

1) *ракеты-носители (РН)*;

2) *разгонные блоки (межорбитальные транспортные аппараты)*.

Проблема проектирования КРК как сложной технической системы состоит в разнообразии структурных схем КРК и взаимном влиянии компонентов структуры КРК.

Структурные схемы КРК отличаются друг от друга множеством *схемообразующих признаков*. Приведем некоторые из них [1]:

- степень мобильности (стационарные, подвижные);
- место размещения ракеты космического назначения (РКН) в момент старта (наземные, корабельные и др.);
- статус РКН – с беспилотным космическим аппаратом (КА) в составе полезного груза или с пилотируемым КА;
- кратность использования материальной части РКН (одноразовые, частично многоразовые, полностью многоразовые).

Выделяют три основных типа структурных схем КРК:

- 1) *КРК наземного базирования;*
- 2) *КРК морского базирования;*
- 3) *КРК воздушного базирования.*

Структура КРК наземного базирования, в составе которой предполагается использование одноразовых беспилотных РКН, имеет следующий состав [1]:

- 1) ракета космического назначения;
- 2) технический комплекс ракеты-носителя;
- 3) технический комплекс РКН;
- 4) стартовый комплекс РКН;
- 5) автоматизированная система управления подготовкой и пуском;
- 6) комплекс средств измерений, сбора и обработки информации.

Структура КРК морского базирования состоит из четырех сегментов [1]:

- 1) морской сегмент;
- 2) ракетный сегмент;
- 3) базовый порт;
- 4) континентальный сегмент.

В *морской сегмент* входят сборочно-командное судно и плавучая платформа с необходимыми судовыми системами, которые обеспечивают безопасность мореплавания и 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.

В *ракетный сегмент* входят ракета-носитель и разгонный блок.

Базовый порт представляет собой территория на морском побережье или в существующем порту, оборудованная соответствующим образом и приспособленная для подготовки судов, РН и космической головной части (КГЧ) (разгонного блока, КА и головного обтекателя) к выходу в район пуска.

Континентальный сегмент представляет собой 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.

Примером КРК морского базирования может служить КРК Sea Launch (рис. 1.1) на базе РН «Зенит-3SL» и разгонного блока «ДМ-SL» с базовым портом в порте Лонг-Бич (США).



a



б

Рис.1.1. Составные части КРК морского базирования Sea Launch:
a – стартовая платформа «Odyssey»; *б* – сборочно-командное судно
«Sea Launch Commander»

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.

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

КРК с воздушным стартом имеет схожую структуру с КРК наземного базирования за исключением того, что функции стартового комплекса выполняет самолет.

Примером КРК воздушного базирования может служить КРК на базе тяжелого бомбардировщика Б-52 или L-1011 Stargazer и твердотопливной РКН Pegasus (США) (рис. 1.2). В России разработано несколько проектов таких КРК на базе тяжелого бомбардировщика Ту-160 и РКН «Бурлак», «Штиль».

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 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;
- 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.



Рис. 1.2. Пример КРК воздушного базирования на базе самолета L-1011 Stargazer и РН Pegasus

Выбор варианта структурной схемы КРК осуществляется в рамках *«внешнего» (системного) проектирования* по техническому заданию (ТЗ), содержащему требования к составу и такти-

ко-техническим характеристикам, эксплуатационные требования и другие, удовлетворение которым должен обеспечивать создаваемый комплекс.

1.2 Проблемы и эволюция процесса проектирования средств выведения

Проектирование – это процесс, включающий комплекс работ с целью получения описания, достаточного для изготовления и эксплуатации в заданных условиях нового (или модернизированного) технического объекта.

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 и специалистов-

разработчиков, основанные на опыте, интуиции, знаниях и творческих способностях, необходимы и зачастую играют решающую роль. Не случайно при определении понятия «проектирование» некоторые исследователи относят его к искусству в большей мере, чем к науке.

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. Наличие чертежа позволило разделить труд по изготовлению отдельных частей изделия между работниками. Стало возможным создание изделий слишком больших, чтобы они могли быть изготовлены одним индивидуумом. 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.

Успехи проектирования на этих этапах связаны, в основном, с успехами математических наук и компьютерных технологий. Математическая модель стала основой оптимизационной модели синтеза. Особенности алгоритмов оптимизации как формальных математических методов для выбора наилучшей альтернативы потребовали переработки проектных методик. Суть такого подхода заключается в варьировании характеристик проектируемого изделия 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 совокупности принятых показателей эффективности.

Показатели эффективности системы – это характеристики, которые используются для оценки ее эффективности в соответствии с целями и задачами функционирования. Многообразие целей и задач обуславливает многообразие показателей для оценки эффективности.

Для конкретной системы всегда заданы (или их можно определить) показатели эффективности системы и требования к их значениям. Оценка эффективности системы по всей совокупности ее показателей, как правило, определяется некоторым векторным критерием эффективности, каждая компонента которого является критерием оценки системы по одному из показателей. Их называют частными критериями эффективности системы.

Очевидно, что в общем случае частные критерии неупорядочены. Задача оптимизации системы, ввиду неупорядоченности пространства критериев, как правило, имеет не единственное, а множество решений, называемых множеством Парето. С целью выбора единственного варианта оптимальной системы вводится понятие глобального критерия эффективности системы. Глобальным критерием эффективности называется некоторая скалярная функция показателей эффективности, позволяющая проводить количественное сравнение эффективности различных вариантов систем. Известные методы построения глобального критерия эффективности системы, практически, основываются на использовании информации, получаемой экспертным путем. Для вновь создаваемой системы полу-

чение такой информации затруднительно и не достоверно. Принципиально, для нахождения оптимального решения многокритериальной задачи могут использоваться следующие известные методы: метод ограничений, метод последовательных уступок, метод Парето и их разновидности. По существу эти методы различаются способами и алгоритмами сведения множества частных критериев в один глобальный критерий, что должно обеспечить однозначное решение задачи. Однако на практике при проектировании средств выведения, ввиду множества частных критериев и их неоднозначности, сформировать на этой стадии глобальный критерий эффективности системы оказывается практически невозможно.

Такая задача сопряжена со многими математическими проблемами, которые на практике стараются обойти, переходя к многокритериальной постановке задач, выбирая в качестве критерия какой-то обобщенный показатель, который учитывал бы относительную значимость показателей эффективности.

Например, всегда приходится оценивать экономическую эффективность. Среди показателей экономической эффективности наиболее значимой является прибыль, представляющая собой разность между полным экономическим выигрышем и затратами. Но привлекательность такого показателя может девальвироваться из-за очень низкой точности его оценки, особенно в начале разработки сложных и уникальных изделий, как, например, изделия космической техники.

1.2.1 Основные принципы системного подхода

В современной литературе для определения существа методологии проектирования принят термин ***системный подход***. 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 этом объекте.

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. Рассмотрим некоторые из них:

1) *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;

2) *целевой принцип* требует построения всей иерархии целей и задач системы как для основной исследуемой системы, так и для соподчиненных систем;

3) *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.);

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

5) *принцип этапности* определяет необходимость выделения фаз и этапов исследований, каждый из которых характеризуется своей степенью детализации и ряд других.

Строгая формализация и решение частных задач, уже в силу их меньшей размерности, могут оказаться более простыми в

смысле использования хорошо разработанных математических методов решения прикладных задач. Именно на базе этой теории, как реакция многих методологических усилий на запросы практики, в конце 1950-х гг. сформировалось самостоятельное научное направление – *системотехника*.

К настоящему времени не существует единого общепринятого определения понятия «системотехника».

Одно из известных самых полных определений представляется следующим образом: системотехника – это приложение научных и технических усилий, с тем чтобы:

1) 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;

2) Согласовать взаимосвязанные технические параметры и обеспечить совместимость всех физических, функциональных и программных интерфейсов с тем, чтобы оптимизировать систему в целом;

3) Согласовать такие показатели, как надежность, ремонтнопригодность, 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, в первую очередь, 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 и т.д.

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.

1.2.2 Системный анализ сложных технических систем

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.

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.).

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. можно разделить на два комплекса работ:

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

Системный анализ состоит обычно из поэтапно чередующихся операций анализа и синтеза, включающих 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 или наоборот сокращен. Остановимся на некоторых из них более подробно.

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.

Например, при создании РКН такое описание может быть представлено в следующем виде: создать РКН для выведения полезных нагрузок на орбиты искусственного спутника Земли (далее следуют параметры орбиты) с заданного полигона запуска.

Во втором случае предполагается конкретизация описания назначения с определением количественных показателей, относящихся к действию, объекту и условиям. В отличие от первого случая – это указание массы полезных грузов, параметров орбит (высот и наклонов), данные по космодрому и т.д.

Описание цели предполагает также выбор критерия предпочтения, который должен соответствовать как модели цели, так и решаемой задаче синтеза системы. Наилучшей считается система, для которой критерий достигает экстремального значения (минимума или максимума в зависимости от физической природы критерия).

Критерий – это признак или условие, по которому выделяется наиболее предпочтительный, эффективный из различных ва-

риантов, 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 простой пример. Одной из основных характеристик средств выведения является масса выводимой на орбиту полезной нагрузки. Естественным в таком случае является использование в качестве критерия эффективности именно этой характеристики. 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. Применительно к космическим ракетным комплексам это может быть решение о создании комплекса на базе существующего «задела» в отрасли или разрабатывающей организации.

Каждой принятой концепции может быть поставлен в соответствие некий набор атрибутов и средств, обязательных для ее реализации. Для КРК в качестве таковых можно рассматривать номенклатуру полезных грузов, орбиты назначения, средства выведения, технический комплекс, стартовый комплекс и т.д.

Формирование множества альтернатив системы является очень сложной и наиболее трудной задачей системного анализа. Это касается, прежде всего, генерирования вариантов структуры,

где искусство разработчика часто превалирует над формальными построениями.

Под структурой объекта понимают состав его компонентов и связи компонентов друг с другом. Структура системы дает ее качественное описание, а количественное описание системы обеспечивается ее параметрами.

Составление 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. 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.

При выборе параметров системы в процессе ее синтеза альтернативы находят среди определяющих параметров. Параметр – это величина, характеризующая некоторое свойство объекта или

режим его функционирования. 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 разделение объясняется тем, что не все определяющие параметры представляется возможным выбирать. При создании сложной технической системы, как правило, имеет место преемственность: в создаваемой системе используются компоненты существующей системы. В настоящее время в состав требований ко всем компонентам КРК включено требование по унификации, которой 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.

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), так как комплектующие изделия поступают с уже определенными характеристиками.

В связи с этим появляется проблема рациональной степени унификации РКН, т.е. определения доли унифицированных элементов в составе РКН, дающей максимальный эффект.

Некоторые из параметров устанавливаются в результате неформализованного выбора на основании субъективных суждений руководителя или специалистов. Зачастую ряд параметров задается исследователем (проектировщиком) с целью упростить задачу рассмотрения альтернатив.

1.2.3 Синтез сложной технической системы

Задача синтеза сложной технической системы рассматривается как 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.). Анализ альтернатив и выбор предпочтительного варианта производится на базе соответствующей математической модели. 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:

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

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

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

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

$$Z_j(X, Y) = A_j(Y), j=m+1 \dots M;$$

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

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. Компоненты задачи образуют математическую модель системы.

Как уже было отмечено, задачи проектирования изделий космической техники, очень трудоемкие, поэтому на практике разделяют общую задачу на ряд частных задач, и каждую из них решают как самостоятельную.

Операцию разделения целого на части называют *декомпозицией*. Цель декомпозиции – упростить решение сложной проблемы, обеспечить целостность (системность) ее решения. Так как все частные задачи взаимосвязаны, то путем итераций, решая одну частную задачу за другой, приходят к решению общей задачи.

При этом 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.

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 частности, цель декомпозиции генерального конструктора – расчленив общую задачу проектирования, 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.

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 большой 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. Постановка 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).

Напомним: модель (математическая или физическая) – это упрощенные конструкции, которые отражают сущность явления или процесса в наиболее ясном и доступном для исследования 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.).

Поэтому математическая модель в простейшем представлении при проектировании космического ракетного комплекса – это система математических описаний зависимостей между показателями качества, эффективности и стоимости – с одной стороны, и параметрами, характеризующими систему – с другой стороны. К настоящему времени накоплен большой арсенал методов оптимизации. В некоторых случаях для решения задач синтеза

систем используются не результаты оптимизации, а результаты вариантных расчетов.

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.

Отсюда следует востребованность для системотехнических исследований широко образованных 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 проектирования, формирования концепции и определения требований к системе. Концептуальные системотехнические ошибки всегда были самыми тяжелыми по последствиям.

1.3 Основные принципы построения систем и объектов космического ракетного комплекса

Основные характеристики РН определяются с учетом следующих факторов:

- типов, массы и орбит выводимых полезных нагрузок;
- необходимости использования РН для пилотируемых полетов;
- возможных трасс и районов падения отделяющихся частей РН;

– обеспечение экологической безопасности с учетом управляемого спуска.

Рассмотрим принципы построения РН на примере двухступенчатой ракеты тандемной схемы с использованием компонентов топлива «жидкий кислород – керосин» на первой ступени и «жидкий кислород – жидкий водород» на второй ступени.

Блоки первой ступени представляют собой моноблоки с несущими топливными баками. Блоки размещаются в одной плоскости и соединены между собой двумя поясами силовых связей. Для обеспечения управляемости РН в нештатных ситуациях (при отказе одного из двигателей ступени), двигатели боковых блоков устанавливаются с заведомым перекосом в сторону центра масс РН для уменьшения возмущающего момента.

Центральный блок первой ступени отличается от боковых блоков установкой приборного отсека, отражателя и фермы для стыковки со второй ступенью. Приборный отсек служит для размещения в нем бортовой аппаратуры системы управления (СУ) и системы измерений (СИ).

Блок второй ступени представляет собой моноблок с несущими топливными баками, четырьмя двигателями, установленными в карданном подвесе и способными отклоняться на угол $\pm 6^\circ$ в двух плоскостях стабилизации.

Для обеспечения управляемого спуска с орбиты выведения блок оснащается системой ориентации и стабилизации, которая обеспечивает стабилизацию блока после выключения маршевого двигателя и ориентацию перед выдачей тормозного импульса для затопления в заданной точке акватории мирового океана. Для обеспечения тормозного импульса блок снабжается твердотопливными двигателями.

Исходя из целевых задач и конструктивного облика РН, осуществляется формирование основных принципов построения и подбор составных частей РН: двигателей, СУ, СИ и др.

Двигатели должны соответствовать следующим принципам:

- быть пожаро- и взрывобезопасными, предпочтительно выполненными по «сладкой» схеме;

- обеспечивать возможность установки (при необходимости) системы аварийной защиты;

- обеспечивать возможность дросселирования тяги до 40% от номинала;

- обеспечивать возможность форсирования не менее, чем 2-3% по отношению к номинальному уровню тяги для обеспечения наличия диапазона регулирования соотношения компонентов;

- обеспечивать возможность проверки параметров работы на предварительной ступени тяги, до выхода на номинальный режим и контакта подъема РКН, а в случае выявления отклонений обеспечивать безаварийное выключение;

- обеспечивать возможность изменения направления вектора тяги для управления РКН по тангажу, рысканию и вращению.

Система управления в составе приборов и устройств с соответствующим информационным и программным обеспечением предназначена для обеспечения движения РН по расчетной траектории с целью выведения полезной нагрузки (ПН) на заданную орбиту с заданной точностью.

В соответствии со схемой построения РН в основу создания СУ закладываются следующие принципы:

- выведение ПН на орбиту с заданной точностью по гибким оптимальным траекториям для максимального использования

энергетических возможностей РН с обеспечением падения отделяемых частей в выделенные районы;

- своевременное распознавание контролируемых аварийных ситуаций на борту, формирование необходимых команд и прекращение неуправляемого полета;

- управление режимами работы двигательной установки (ДУ) и других систем и агрегатов;

- проведение режимов проверок на всех этапах подготовки РН;

- измерения уровней заправки баков РН компонентами топлива и передачи информации на наземные средства управления заправкой;

- подготовка к пуску и пуск РН.

При разработке СУ используются следующие подходы:

- использование в качестве командных приборов бесплатформенной инерционной навигационной системы (БИНС);

- реализация периферийных приборов по распределенной схеме;

- передача информации проводится по цифровым кодированным линиям связи вместо аналоговых и релейных связей;

- прицеливание РН на старте с помощью собственных бортовых средств СУ;

- минимизация разъемных соединений «земля-борт».

Бортовая система телеметрических измерений (БСТИ) обеспечивает измерение и передачу информации на наземные средства от любых типов первичных преобразователей, измеряющих медленно и быстроменяющиеся процессы на РН, как по высокой, так и по низкой частоте (на этапе наземной подготовки), и имеет в своем составе средства:

- передачи изображения с заданного количества видеокамер в полете РКН;

- управления подключением необходимых видеокамер и изменения разрешения изображения по заранее заложенной программе или по команде от бортовой системы управления;

- измерения параметров траектории движения для передачи на наземные средства координат РКН в процессе полета.

Для повышения достоверности передаваемой телеметрической информации (ТМИ) в БСТИ применено кодирование телеметрического сигнала.

Информационная связь между приборами сбора информации организована через оптико-волоконные линии связи.

БСТИ имеет возможность прошивки нескольких штатных программ сбора ТМИ, при этом штатные программы прошиваются в приборах формирования кадра перед установкой их на РН. Переключение программ сбора ТМИ осуществляется по команде, как при наземной подготовке РН, так и в полете РКН. Команда на переключение программ сбора ТМИ в полете РКН выдается БСТИ по контакту разделения ступеней РН.

Кроме того, БСТИ включает в свой состав бортовую систему определения местонахождения отделяемых ступеней (БСОМОС), которая обеспечивает передачу координат места падения отделяемых ступеней через космическую систему «КОСПАС-SARSAT» на наземные средства слежения.

Основные подходы построения БСОМОС:

- система цифровая и размещается автономно на каждой ступени РН;

- система имеет в своем составе приемные и передающие антенно-фидерные устройства (АФУ) на каждом отделяемом блоке;

- система формирует радиосигнал с информацией, содержащей координаты падения изделия;
- система включается путем подачи напряжения на шину питания после разделения ступеней РН в полете;
- передача информации ведется до момента соударения ступени с землей и, по возможности, после падения.

Принципы построения стартового комплекса

Для определения основного облика СК основными исходными данными являются:

- производительность пусков;
- технология работ;
- потребности РН в компонентах топлива, энергии и сжатых газах;
- безопасность подготовки РН;
- специфика связей «земля-борт» и другие.

Наиболее рациональным является принцип построения СК, состоящего из двух пусковых установок и единого центра управления пуском, хранилищ криогенных ракетных топлив и сжатых газов, компрессорных станций, электросети.

СК должен обеспечивать:

- предстартовую подготовку и пуски РКН с годовой производительностью до 20 пусков;
- управление процессами установки, стоянки, подготовки и пуск РКН;
- многократную заправку (со сливом в случае несостоявшегося пуска) РН и разгонных блоков компонентами ракетного топлива;
- термостатирование РН и космической головной части (КГЧ) воздухом высокого и низкого давления с заданными параметрами по температуре, чистоте и влажности;

- автоматическое и ручное (в нештатных ситуациях) управление технологическими операциями;
- проведение работ при переносе (задержке) пуска;
- автоматизированное отсоединение заправочных, дренажных, газовых и электрических коммуникаций непосредственно перед пуском или при пуске РКН;
- защиту РКН от грозových разрядов;
- посадку в пилотируемый транспортный корабль (ПТК) и экстренную эвакуацию обслуживающего персонала в случае возникновения нештатных ситуаций;
- исключение ручных операций при подготовке к пуску РКН с момента начала заправки РН за исключением технологических операций, предусматривающих посадку (эвакуацию) экипажа;
- безударный выход РКН из стартового сооружения и минимизацию воздействий РКН на СК и его оборудование;
- пожаро- и взрывобезопасность при проведении работ, экологическую и промышленную безопасность;
- автономное электропитание на весь цикл подготовки РКН к пуску;
- проведение обслуживающим персоналом заключительного этапа подготовки к пуску (от момента начала заправки) в дистанционном режиме из командного пункта без присутствия на СК.

Для обеспечения спасения экипажа при возникновении аварийных ситуаций на старте СК должен быть оснащен:

- средствами контроля аварийных ситуаций на стартовом сооружении;
- средствами экстренной эвакуации экипажа из пилотируемого транспортного корабля.

Принципы построения технического комплекса

Технические комплексы РН и РКН создаются в едином монтажно-испытательном корпусе (МИК).

При разработке технического комплекса РН должны быть решены следующие основные задачи:

- хранение оборудования для сборки и испытаний РН;
- прием и выгрузка составных частей стартово-стыковочного блока;
- размещение и хранение блоков РН (с учетом размещения двух РН одновременно);
- обеспечение сборки РН;
- перекладка РН на транспортно-установочный агрегат;
- обеспечение испытаний составных частей РН и РН в целом;
- обеспечение температурно-влажностного режима;
- прием КГЧ;
- сборка РКН;
- подготовка РКН к вывозу на СК.

Кроме технических вопросов при создании ТК должны быть учтены следующие особенности:

- обеспечение рациональной структуры построения ТК РН и ТК РКН в общей структуре технических комплексов космодрома исходя из требований минимизации объемов строительства, сокращения затрат материальных и трудовых ресурсов на этапе эксплуатации КРК, обеспечения безопасности проводимых работ с учетом внедрения АСУ ПП (подготовки к пуску) первого этапа;
- возможность с минимальным дооснащением и доукомплектованием осуществлять хранение и подготовку РН грузоподъемностью 100 тонн;

- минимизация состава персонала ТК РН и ТК РКН;
- минимизация времени подготовки РКН с ПТК или автоматическим КА на ТК РН (ТК РКН);
- после слива компонентов топлива блоки РКН должны допускать хранение в условиях МИК (хранилища) в течение не менее трех месяцев (с проработкой возможности увеличения срока хранения до шести месяцев) с последующей заправкой и пуском РКН;
- реализация технологий, обеспечивающих возврат блоков на заводы-изготовители для ремонта и проведения ремонта блоков на ТК РН.

Принципы построения автоматизированной системы подготовки к пуску

С целью повышения качества, надежности и оперативности процесса подготовки к пуску АСУ ПП должна выполнять следующие функции:

- сбор, обработку, хранение, визуализацию, документирование и представление комплексной технологической, измерительной и отчетной информации, которая используется в подразделениях и службах космодрома;
- проведение мониторинга состояния всех комплексов, систем и объектов, участвующих в процессе подготовки и запуска.

Мониторинг состояния предполагает получение обобщенных оценок выполнения программы функционирования комплексов, систем и объектов космодрома, степени их работоспособности, места и вида возникшей неисправности, оценок их последствий с заданной точностью и периодичностью.

В процессе мониторинга решаются следующие задачи:

- контроль функционирования процессов подготовки и проведения пусков при штатных и нештатных ситуациях;
- контроль работоспособности РН, РБ, КА, технического, стартового, измерительного комплексов и объектов инфраструктуры космодрома на всех этапах подготовки и запуска;
- контроль состояния РН, РБ и КА в полете;
- диагностирование неисправностей с указанием их места и вида;
- прогнозирование состояния контролируемых комплексов, систем и объектов космодрома на различных этапах их функционирования, предсказание развития, как штатных, так и нештатных ситуаций с целью их предупреждения и недопущения аварий, сбоев, отказов.

В организационном плане на АСУ ПП возлагаются следующие задачи:

- планирование работ по подготовке к пуску и при проведении пуска;
- планирование материально-технического обеспечения работ;
- распределение трудовых и временных ресурсов по результатам мониторинга состояния средств космодрома;
- мониторинг хода проведения работ и расхода средств материально-технического обеспечения (МТО);
- обеспечение информационной поддержки принятия решений;
- интегрированный контроль технологических процессов;
- оценка состояния средств КРК, в том числе в нештатных ситуациях;

- имитация поведения объектов управления, смежных и составных частей системы;

- обеспечение оперативного доступа расчетов к нормативно-технической, конструкторской и эксплуатационной документации, хранящейся в электронном виде, на всех этапах проведения работ, и формирование отчетной и информационно-справочной документации по итогам подготовки и пуска РКН и РБ;

- обеспечение автоматизированного обмена оперативной, организационной и технологической информацией между подразделениями космодрома при планировании и организации испытаний;

- передача информации в смежные системы космодрома (для космодрома Восточный примерами таких систем являются Роскосмос, АО «РКЦ «Прогресс» и информационные центры Генеральных конструкторов).

Система АСУ ПП строится как многоуровневая иерархическая система, начиная от верхнего уровня – система управления космодромом в целом – и заканчивая нижним уровнем – управление непосредственно технологическим оборудованием.

АСУ ПП всех уровней строятся на базе унифицированных в рамках космодрома средств автоматизации, включающих в свой состав:

- программируемые автоматические устройства;
- пульты управления АСУ ПП;
- автоматизированные рабочие места руководства космодрома, технического руководства, руководителей личного состава и экспертов;
- рабочие места операторов АСУ ПП;
- серверы;
- средства отображения коллективного пользования;

– технические средства организации линий волоконной связи, средства связи со смежными системами космодрома и средства обеспечения доступа к информационной среде системы.

Система обеспечивает принцип открытой архитектуры, при этом конфигурация системы изменяется в соответствии с задачами пуска РКН.

Принципы построения комплекса средств измерений, сбора и обработки информации

Комплекс средств измерений, сбора и обработки информации (КСИСО) представляет собой совокупность взаимосвязанных технических средств и программно-математического обеспечения, позволяющих получать телеметрической информации (ТМИ) от РКН на этапах предстартовой подготовки, пуска и полета на активном участке траектории.

Комплекс КСИСО входит в состав космического ракетного комплекса нового поколения функционально.

Комплекс КСИСО обеспечивает:

– регистрацию полных потоков ТМИ РКН на этапе предстартовой подготовки на СК, при пуске и на активном участке траектории выведения РКН;

– привязку зарегистрированной ТМИ к меткам системы единого времени;

– сбор ТМИ, в том числе в реальном масштабе времени, с трассовых измерительных пунктов;

– автоматизированную обработку ТМИ в реальном масштабе времени и отображение оперативных параметров во время пуска и полета РКН для контроля работы бортовых систем и в целях ведения репортажа;

– контроль в реальном масштабе времени траектории полета РКН по результатам оперативной обработки информации аппаратуры спутниковой навигации, передаваемой в кадре ТМИ;

– передачу ТМИ, в том числе в реальном масштабе времени, предприятиям-разработчикам РКН и другим заинтересованным организациям;

– проведение экспресс-обработки и полной послеполетной обработки ТМИ с целью анализа функционирования бортовых систем РКН и РБ, а также прогнозирования районов падения отдельных элементов РКН;

– сбор и оперативное доведение до заинтересованных подразделений космодрома информации о позиционировании отделившихся элементов РКН;

– проведение оптико-электронных измерений и видеонаблюдения при пуске и полете РКН;

– получение измерительной информации о функционировании систем и агрегатов технологического оборудования стартового комплекса при пуске РКН.

В состав КСИСО входят:

– средства приема и регистрации измерительной информации;

– автоматизированная система контроля состояния и управления средствами КСИСО;

– система сбора и передачи данных;

– информационно-измерительная система стартового комплекса (входит функционально);

– система единого времени;

– система оптико-электронных измерений и видеонаблюдения.

Учебно-тренировочные средства

Комплекс учебно-тренировочных средств КРК предназначен для всестороннего изучения личным составом расчетов устройства, принципов действия, правил эксплуатации бортовых систем РН, наземного технологического оборудования, а также формирования, совершенствования и поддержания профессиональных навыков и умений личного состава по выполнению технологических операций при эксплуатации КРК, подготовке и проведению пуска РН.

Комплекс учебно-тренировочных средств КРК обеспечивает:

- обучение личного состава, эксплуатирующего КРК, устройству, принципам действия, правилам эксплуатации составных частей комплекса;

- профессиональную подготовку личного состава и овладение навыками по выполнению технологических операций при эксплуатации РН, ТК и СК в соответствии с эксплуатационной документацией, выполнению ответственных операций при подготовке РН на ТК и проведении пуска РКН на СК;

- поддержание профессиональных навыков и совершенствование умений личного состава при эксплуатации оборудования, отработку навыков самостоятельной работы при штатном функционировании оборудования КРК;

- проверку и самопроверку знаний, определение уровня подготовленности специалистов к проведению работ на оборудовании КРК;

- контроль, анализ и оценку профессиональной подготовки и умений личного состава, документирование результатов выполнения функциональных обязанностей.

Состав комплекса учебно-тренировочных средств должен охватывать весь объем работ, проводимых с РН и состоять из следующих составных частей:

- учебного изделия (РН) со сборочно-защитным блоком;
- комплексных тренажеров по управлению подготовкой и пуском РН;
- автоматизированного комплекса подготовки расчета РКН (АКПР);
- учебных средств.

В состав учебного изделия входят:

- учебное изделие блоков первой ступени РН;
- учебное изделие блока второй ступени РН;
- учебный сборочно-защитный блок.

Учебное изделие со сборочно-защитным блоком является составной частью процесса подготовки личного состава, способствующее активному освоению обучающимися содержания программы подготовки, воспроизведению алгоритма работы на штатном оборудовании, и должно обеспечивать обучение и тренировку при:

- выполнении операций технологического графика подготовки РН на техническом комплексе;
- отработке практических навыков при проведении технологических процессов подготовки и пуска РН;
- установке и снятию РН со стартового устройства;
- проведении операций по заправке РН;
- сливе компонентов КРТ из баков РН;
- подготовке и проведении предпусковых операций;
- отработке действий в нештатных ситуациях, выполнению операций технического обслуживания РН.

Комплексные тренажеры по управлению подготовкой и пуском РН и стенды предназначены для отработки навыков и слаженности действий личного состава при управлении наземным и технологическим оборудованием и служат для:

- профессиональной подготовки личного состава к выполнению действий, регламентированных эксплуатационной документацией, нормативно-техническими и распорядительными документами;

- поддержания профессиональной подготовленности личного состава на уровне, обеспечивающем необходимое качество выполняемых им задач;

- контроля, анализа и оценки профессиональной подготовки и, при необходимости, автоматического документирования результатов исполнения функциональных обязанностей личным составом.

АКПР предназначен для интерактивного обучения и проведения тренировок личного состава и должен обеспечивать:

- отображение текстовой информации по устройству и конструкции агрегатов и систем, описание технических готовностей к проведению работ по подготовке РН на ТК и пуску на СК;

- отображение графических (векторных или растровых) файлов с принципиальными, функциональными и интерактивными мнемосхемами;

- показ видеоинформации и фотоматериалов по размещению агрегатов, видеосюжетов с последовательностью и содержанием технологических операций по эксплуатации НТО, подготовке РН на ТК и пуску РКН на СК;

- представление информации по конструкции агрегатов и систем НТО ТК и СК, технологии проведения работ в виде двух-, трехмерных динамических моделей;

- графическую имитацию функционирования составных частей НТО ТК и СК при выполнении работ по подготовке и проведении пуска РН;
- представление в электронном виде нормативно-технической и эксплуатационной документации, регламентирующей подготовку и проведение пуска РН;
- самопроверку и контроль знаний и навыков, оценку подготовленности личного состава к проведению работ на ТК и СК и фиксацию ошибок, допущенных персоналом в ходе занятий;
- хранение в базах данных необходимой для обучения и тренировок систематизированной текстовой, табличной и наглядной информации, содержащейся в конструкторской, нормативно-технической и учебной документации для эксплуатируемой космической системы и ее наглядное отображение;
- контекстный поиск информации в разделе и в теме в целом.

1.4 Основные этапы проектирования

Как известно, весь период жизненного цикла изделий ракетно-космической техники разбивается на некоторое число этапов: разработка технического задания (или тактико-технического задания), технических предложений, эскизного проекта и рабочей документации (технический проект), опытное производство и испытания, выпуск технической документации и серийное производство [3].

Разработка технических предложений, эскизного проекта и рабочей документации объединяются понятием «проектно-конструкторские работы».

Основное назначение, технические и тактико-технические характеристики (ТТХ), показатели качества и технико-экономические показатели, предъявляемые к разрабатываемому КРК, устанавливаются, как правило, тактико-техническим заданием (ТТЗ) заказчика.

ТТЗ оформляется, например, на космический ракетный комплекс, средства выведения, системы наземного комплекса и т.д. ТТЗ 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 отличается высокой степенью новизны.

Процесс создания сложной технической системы, реализуемый в рамках выше представленных этапов, имеет итеративный характер в рамках отдельных этапов с поступательным движением слева направо, т. е. от начала к завершению. При этом имеет место не строгая последовательность работ, т.е. начало последующей работы по окончании предыдущей, а параллельное ведение работ. Так, параллельно с проектно-конструкторскими работами ведутся работы по подготовке производства и подготовке к

эксплуатации. Это объясняется стремлением сократить общую продолжительность этапа создания, которая для образцов ракетной техники, даже при использовании такого подхода иногда может составлять до 10 лет и более.

1.5 Методологические аспекты технологии нисходящего и восходящего проектирования при разработке ракет-носителей

1.5.1 Технологии проектирования ракет-носителей

При разработке сложных технических систем, к которым относятся РН, находят применение стратегии нисходящего, восходящего и смешанного проектирования.

Стратегия нисходящего проектирования (рис. 1.3) предусматривает переход от общей концепции изделия, сформулированной в тактико-техническом задании, к разработке отдельных его элементов – подсистем. При реализации стратегии нисходящего проектирования ряд основных показателей эффективности элементов верхнего уровня становятся определяющими для задания требований на проектирование элементов нижних уровней. Это позволяет на этапе принятия проектных решений гарантировать выполнение заданных на верхнем уровне целей, но процесс проектирования может остановиться из-за возможной нереализуемости в существующих условиях сформированных требований к элементам нижних уровней.

Применение при создании РН технологии нисходящего проектирования в явном виде не всегда оправдано, так как приводит к увеличению сроков разработки и большим экономическим затратам.

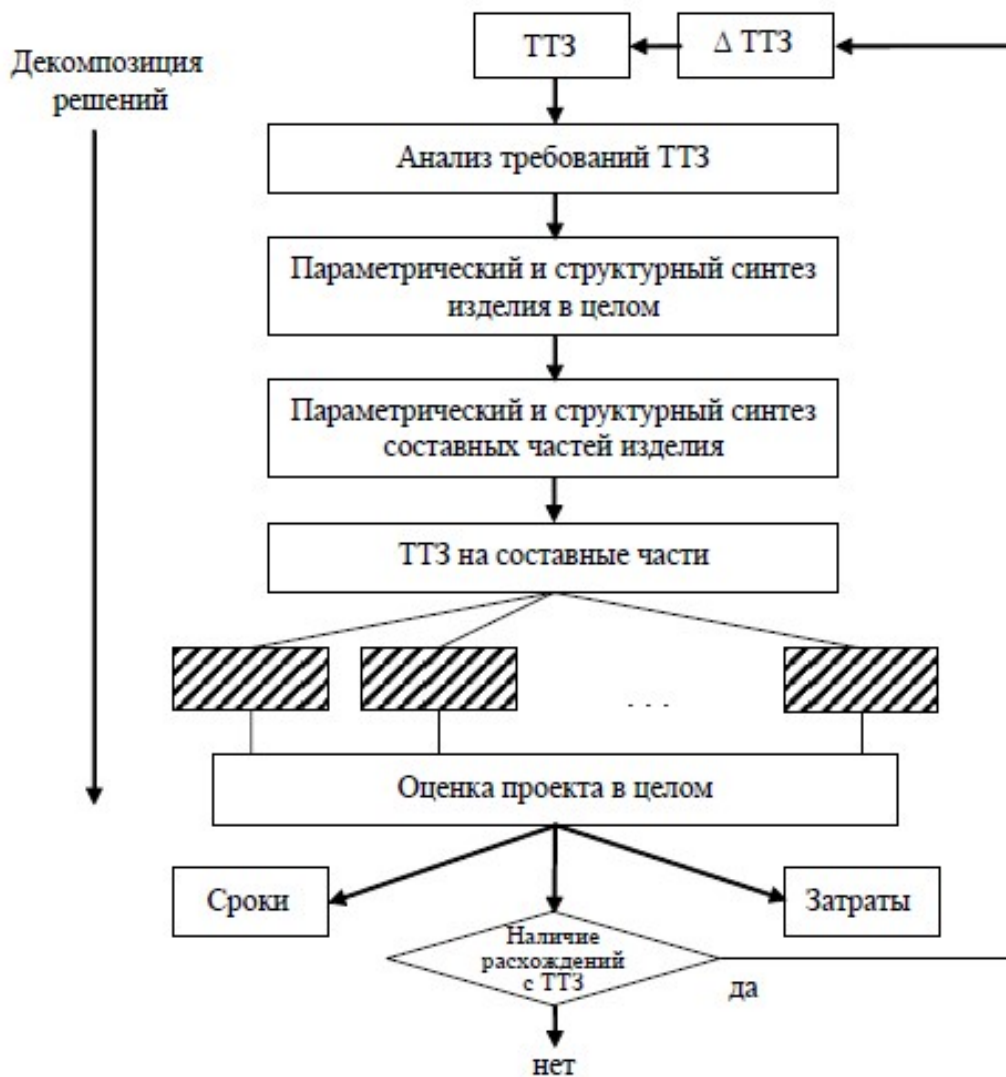


Рис. 1.3. Схема нисходящего проектирования

Стратегия восходящего проектирования (рис. 1.4) предполагает создание изделия из готовых, прошедших апробацию решений. Функциональность и эффективность изделия при этом определяется составом и согласованностью между собой этих решений.

Это дает возможность получить наилучшие решения для отдельных элементов проекта, однако при увязке этих решений можно не получить единой, целостной картины. При композиции решений возможны большие расхождения с требованиями технического задания на изделие в целом.

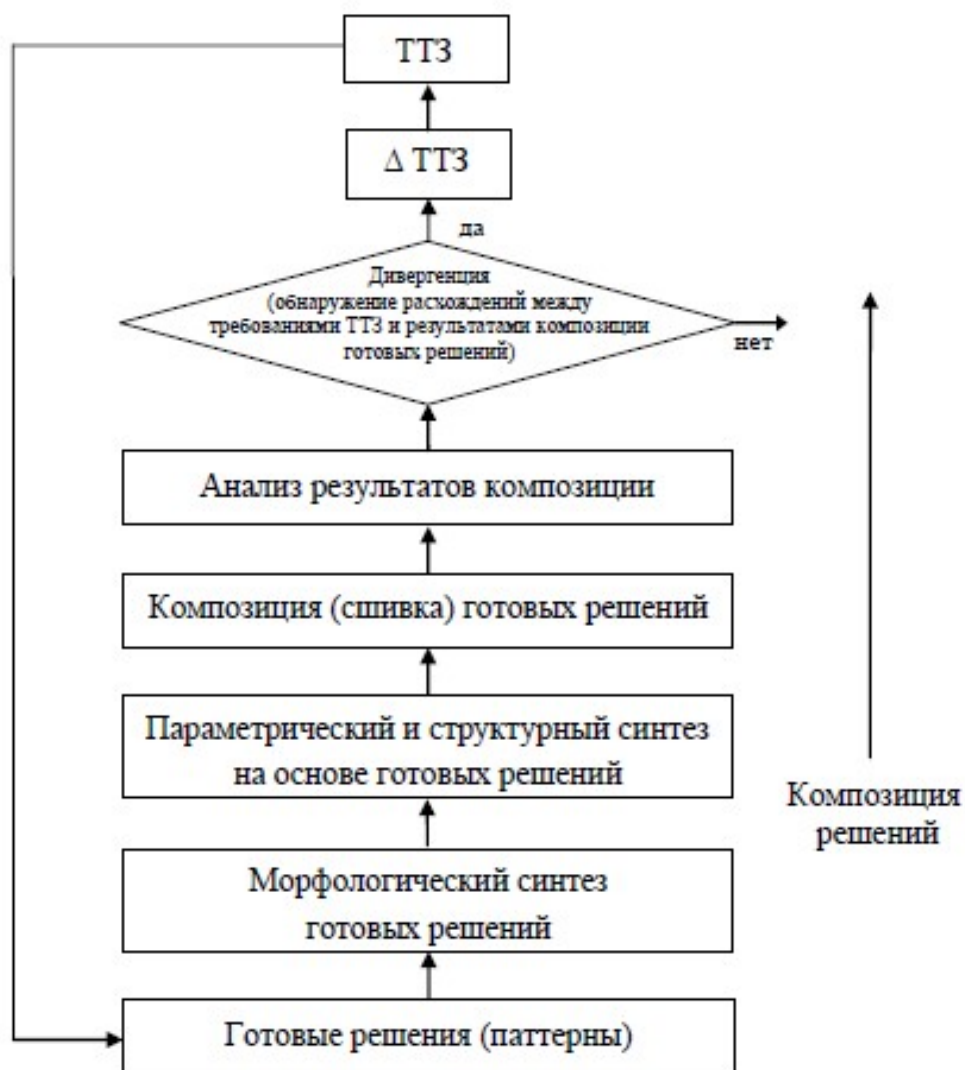


Рис. 1.4. Схема восходящего проектирования

Наиболее эффективно при создании РН применение смешанной стратегии, когда по части ветвей реализуется нисходящий процесс, а по части восходящий, причем в определенных точках эти процессы пересекаются и требуется их взаимная увязка (рис. 1.5).

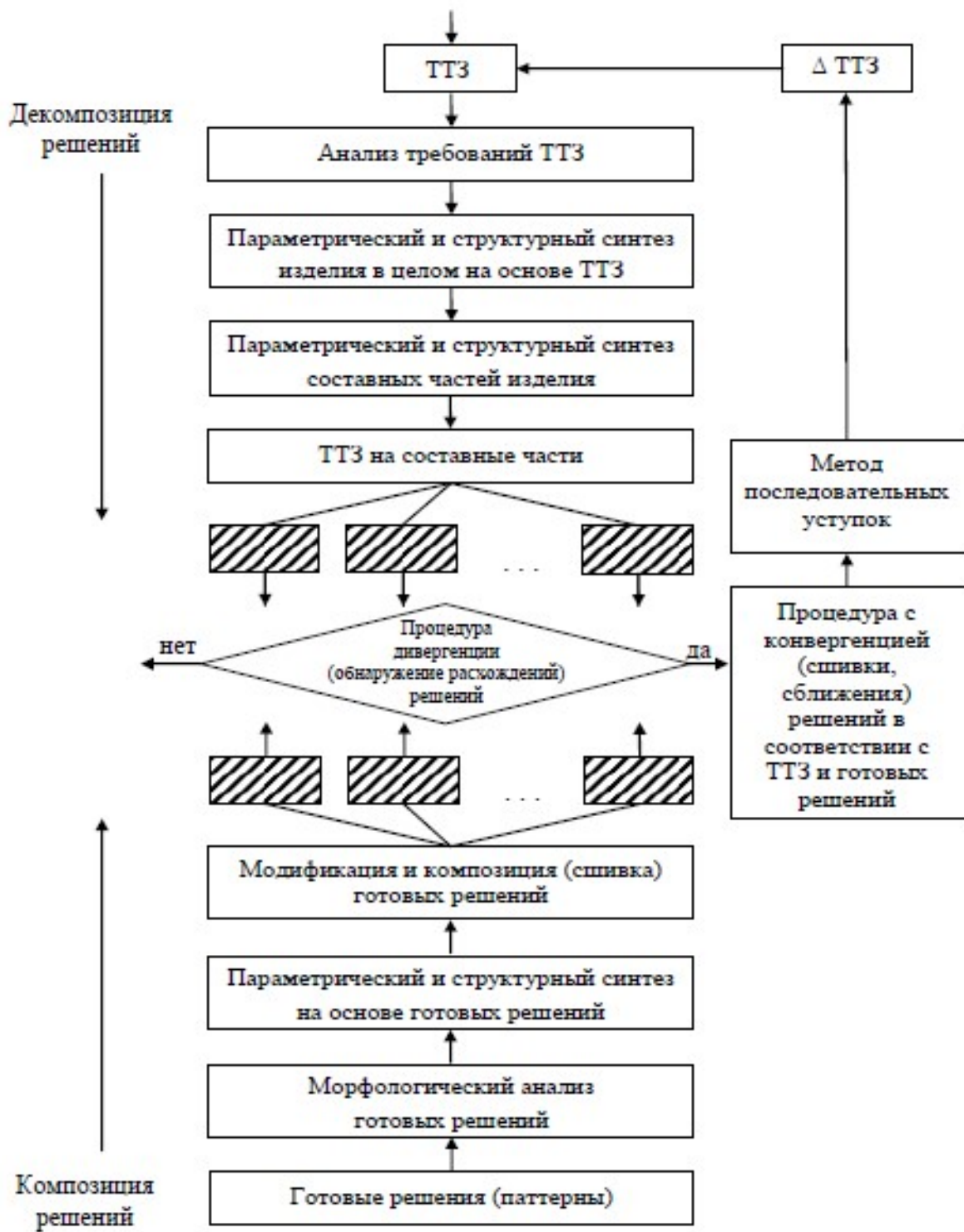


Рис. 1.5. Схема смешанного проектирования

Здесь подразумевается согласование и нахождение компромиссных решений между целями (целевыми показателями эффективности) проекта, например, максимальной грузоподъемно-

стью ракеты-носителя, с одной стороны, и возможностью использования для реализации проекта уже имеющихся готовых решений, например, имеющихся или требующих незначительной модернизации двигательных установок, стартовых комплексов, блоков, узлов ракет и др.

Критериями, по которым принимаются компромиссные решения – удовлетворение в допустимых пределах изменений в ТЗ изделия, с одной стороны, и ресурсным ограничениям (временным – сроки, экономическим – затраты на реализацию проекта), с другой.

Конфликт целей и возможностей (возможностей использования готовых решений и отработанных технологий) с учетом ресурсных ограничений может быть решен путем решения оптимизационных задач методом последовательных уступок.

Реализация смешанной стратегии проектирования состоит в согласовании в итерационном режиме многокритериальной функции целей проекта с многокритериальной функцией возможностей. Здесь необходима структуризация целей проекта, готовых решений (паттернов) и ресурсных ограничений [4].

Структуризация приводит к построению иерархии этих компонентов. Что касается теории паттернов, то особый интерес представляет ее применение в системах, обладающих памятью, в частности в системах автоматизированного проектирования и конструирования. В общем случае различают паттерны проектирования, информационные паттерны, структурные и функциональные паттерны, порождающие паттерны. Можно также представить себе коммуникационные, организационные, управленческие паттерны, паттерн-компоновщик, паттерн-посредник, паттерн-стратегия, паттерн-состояние, паттерн-наблюдатель, пат-

терн-агент и даже паттерн типа «анти-шаблон», которые описывают, в каком направлении не следует двигаться при решении той или иной проблемы. «Анти-паттерны» – это ловушки, то есть классы наиболее часто встречающихся «плохих» решений проблемы, которые нужно избегать.

Идея паттернов весьма плодотворна при создании базы знаний проектировщика [5–8]. Паттерн помимо типового решения должен содержать все свои связи. Если паттерн содержит типовое конструкторское решение (узел, блок, отсек и др.), то помимо описания конструкции (например, документа в формате 3-Д модели или 2-Д модели) в нем должно содержаться описание типов и видов связей с другими элементами конструкции, с которыми взаимодействует рассматриваемая конструкция, а также, если это необходимо, с внешними элементами. Следует отметить, что паттерн не является законченным решением, а представляет собой образец, который при конкретном применении может быть модифицирован. Паттерны обладают также свойствами инкапсуляции, наследования, полиморфизма и в какой-то степени хронологичны, то есть развиваются по мере поступления информации.

Использование паттернов дает возможность:

- решать реальные проблемы и задачи;
- накапливать полученный опыт и передавать его другим;
- формировать персонифицированные и корпоративные базы знаний, а также общий словарь решений.

Особую роль паттерны приобретают при использовании в практике проектирования ракет-носителей PDM/PLM – решений в связке с системами автоматизированного проектирования (например, связка САПР Creo/Elements Pro и PDM-системы Windchill PDMLink). В этом случае к паттернам следует отнести

управляющие структуры (УС) и конструкторские сборки изделий (КСИ). Управляющие структуры включают управляющие сборки проектанта (УСП) и управляющие сборки конструктора (УСК), мастер-геометрии проектанта и конструктора. В УСП содержатся основные конструкторские параметры изделия – оси, плоскости, теоретические обводы всего изделия, модели границ блоков, основных узлов и агрегатов, модель распределения пространства; формируется структура изделия и эскизная проработка основных узлов и агрегатов. Все это составляет мастер-геометрию проектанта. В УСК, используя данные УСП, проводится более детальная конструкторская проработка изделия, создаются эскизные модели деталей, прорабатывается их стыковка и взаимодействие, создается мастер-геометрия отсеков и узлов.

КСИ включают такие разделы как сборки изделия верхнего уровня, подсборки и детали. Конструкторские сборки – это сборки твердотельных моделей. На этапе создания рабочей сборки изделия осуществляются следующие шаги:

- создание пустых объектов рабочей сборки в соответствии со структурой изделия;
- размещение моделей приборов и агрегатов в рабочей сборке на основании модели распределения пространства;
- перенос данных из эскизных моделей в конструкторские модели деталей;
- разработка точных конструкторских моделей деталей;
- разработка чертежей на базе конструкторских моделей деталей.

Помимо вышеприведенного к паттернам относятся также результаты разработки стапельной оснастки и технологического оборудования. Это мастер-геометрия оснастки и оборудования в

геометрической привязке к мастер-геометриям конструктора, конструкторской модели изделия и его элементов, 3-D модели и чертежи стапельной оснастки и технологического оборудования.

Важно то, что все перечисленные данные хранятся в PDM – системе, аккумулируют в себе проектно – технологический опыт предприятия и в случае удачных решений могут быть использованы в качестве шаблонов (паттернов) при создании новых образцов изделий.

1.5.2 Применение технологии смешанного проектирования при создании комплекса ракеты-носителя «Союз-СТ»

При создании комплекса запуска РН «Союз-СТ» (ELS – Ensemble Lancement Soyouz) из Гвианского космического центра (ГКЦ) были использованы отработанные составные части различных ракетно-космических комплексов, как российского, так и европейского происхождения, а также ряд вновь разработанных средств и оборудования [9 – 12].

В комплекс ELS входят следующие составные части:

- ракета-носитель «Союз-СТ»;
- стартовый комплекс ZLS (Zone Lancement Soyouz);
- технический комплекс ZPS (Zone Preparation Soyouz);
- комплекс заправки разгонного блока «Фрегат» (РБФ) и сборки космической головной части S3B;
- вспомогательные сооружения и средства.

Ракета-носитель «Союз-СТ».

Составные части РН «Союз-СТ»:

- трехступенчатая ракета-носитель в двух вариантах, «А» или «Б»;

- разгонный блок «Фрегат» с переходным отсеком (ПХО) головного обтекателя;
- головной обтекатель (ГО);
- комплект аппаратуры безопасности.

Основой РН «Союз-СТ» является российская трехступенчатая ракета «Союз-2» в вариантах «Союз-2» этапа 1а и этапа 1б. Каждый вариант при запуске из ГКЦ обозначается соответственно «Союз-СТ-А» и «Союз-СТ-Б».

Для адаптации РН «Союз-2» были проведены следующие доработки.

Была доработана бортовая телеметрическая система трехступенчатой РН в части:

- разработки новых передатчиков, работающих в международной полосе частот, разрешенных для телеметрических систем летательных аппаратов – т.н. полоса «S», частоты 2200 – 2600 МГц (в Российской Федерации в силу исторических и некоторых других причин используется полоса «D»);
- проведения сокращения потоков передаваемой телеметрии до двух (для трехступенчатой РН);
- адаптации телеметрического кадра для возможности его приема наземной приемной станцией Галлиот Гвианского космического центра и другими международными ТМ-станциями, используемыми для приема информации с РН «Ариан-5» и «Вега» без доработок имеющегося приемно-регистрационного оборудования.

В связи с наличием на стартовом комплексе мобильной башни обслуживания (МБО), появилась необходимость эвакуации паров кислорода, выходящих из дренажных и дренажно-предохранительных клапанов ракеты-носителя и их отвода за

пределы замкнутого пространства МБО. Это требование безопасности, т.к. скопление паров кислорода приводит к локальному и общему возрастанию процентного содержания кислорода под МБО, что необходимо исключить.

Были вновь разработаны специальные конструктивные элементы, т.н. пароотводные устройства (ПОУ). Отстыковка пароотводов от борта изделия на второй и третьей ступенях проводится вручную, на первой – ходом изделия.

Данные узлы хорошо зарекомендовали себя в эксплуатации и будут применены на стартовом комплексе РН «Союз» на космодроме «Восточный», т.к. там тоже используется МБО.

Отдельной доработкой РН является установка на борт комплекта европейской аппаратуры безопасности KSE (Kit Sauvegarde Europeene). Этот комплект полностью и без доработок заимствуется с европейских ракет-носителей «Ариан-5» и «Вега».

Оборудование предназначено для:

- возможного приема на борту в процессе полета РН переданной с земли команды на принудительное отключение двигательных установок РН и выдаче ее в систему управления РН. Для этой цели на борт установлено два приемника телекоманд с антеннами, соответствующей бортовой кабельной сетью и источниками питания;

- выдачи ответного сигнала на облучение РН в полете наземными радарными. Это сделано для обеспечения дополнительной локализации изделия и служит независимым средством внешне-траекторных измерений, на борт установлено два радарных ответчика с антеннами, соответствующей бортовой кабельной сетью и источниками питания.

Для обеспечения гарантированного затопления боковых блоков ракеты-носителя после их падения в Атлантический океан баки горючего были оснащены дополнительными пироклапанами, открывающимися после отделения первой ступени от летящего изделия. Открытие клапана приводит к образованию дополнительной гарантированной негерметичности по линии горючего, приводящей к невозможности образования газовых подушек и наличия положительной плавучести. Клапан был заимствован с КА 17Ф116 и доработан в части увеличения проходного сечения и изменения мест крепления.

Стартовый комплекс ZLS. Основой стартового комплекса ZLS является известный российский СК 17П32 для ракет-носителей типа «Союз», который был доработан в части исключения из состава комплекса агрегата обслуживания 11Т11. Он был заменен на мобильную башню обслуживания. Аналогичная по задачам МБО применялась на стартовом комплексе ELA-2 РН «Ариан-4».

МБО предназначена для:

- подъема космической головной части и установки ее на ракету-носитель, стоящую в пусковом устройстве;
- создания комфортных условий работы расчета в тропическом

Проведена также общая модернизация ряда систем стартового комплекса, введена вновь разработанная автоматизированная система управления технологическим оборудованием стартового комплекса (АСУ ТО СК).

Технический комплекс ZPS. Технический комплекс ZPS комплекса запуска ELS представляет собой монтажно-испытательный корпус, предназначенный для:

- сборки трехступенчатой РН;
- проведения всех видов испытаний (пневматических и электрических) трехступенчатой РН;
- укладки на транспортно-установочный агрегат трехступенчатой РН и подготовки ее к вывозу на СК;
- проведения всех видов испытаний (пневматических и электрических) разгонного блока «Фрегат»;
- технического обслуживания транспортно-установочного агрегата в межпусковой период.

Здание МИКа было вновь спроектировано и построено европейской стороной по исходным данным российской стороны. Используемое на техническом комплексе технологическое оборудование для подготовки трехступенчатой РН и РБ «Фрегат» является, в основном, заимствованным российским, аналогичным используемым на российских космодромах.

Комплекс заправки разгонного блока «Фрегат» и сборки космической головной части (S3B). Сооружение S3B, расположенное на территории комплекса ELA 3 ракеты-носителя «Ариан-5», функционально входит в комплекс запуска РН «Союз-СТ» ELS. При использовании для РН «Союз-СТ» в сооружении проводятся:

- заправка РБ «Фрегат» всеми компонентами ракетного топлива;
- нейтрализация заправочного оборудования от токсичных компонентов топлива РБ «Фрегат»;

- хранение створок ГО и подготовка их к сборке КГЧ, включая зарядку системы отделения ГО сжатым азотом (СО ГО);
- установка полезного груза на РБ «Фрегат»;
- сборка КГЧ и подготовка ее к транспортировке на комплекс ELS.

Для этих целей сооружение было оснащено соответствующим российским технологическим оборудованием (стендом сборки КГЧ, заправочным оборудованием РБ «Фрегат», пультом СО ГО, комплектом механо-технологического оборудования).

1.6 Баллистические расчеты в общей задаче проектирования ракеты космического назначения

Проектирование РКН является итерационным процессом. На каждом этапе проектирования используются различные методы баллистических расчетов.

Баллистические расчеты, проводимые на начальных этапах проектирования, еще называют проектировочными расчетами траекторий [13]. Цель данных расчетов выбор и обоснование наиболее важных проектно-баллистических параметров ракеты. Результаты проектировочных расчетов траекторий являются исходными данными, например, для расчета действующих на ракету нагрузок, проектирования систем управления, в том числе для задачи анализа устойчивости движения и выбора характеристик органов управления и т.д.

Одним из методов баллистических расчетов является метод оценок, который используется на самом раннем этапе проектирования, когда нет еще ни технического задания, ни облика ракеты. На данном этапе решаются две баллистические задачи.

Первая задача состоит в оценке потребной скорости, которую ракета должна развить для достижения поставленной цели полета. Например, необходимо оценить скорость ракеты в конце активного участка траектории, чтобы можно было достичь заданной высоты орбиты.

Вторая задача заключается в оценке значений двух или трех наиболее важных проектных параметров ракеты, позволяющих получить нужное значение скорости. Для нашего примера необходимо оценить значения удельной тяги или удельного импульса тяги и относительного конечного веса или тяговооруженности ракеты, которые позволяют получить нужное значение скорости.

На последующем этапе проводится весовой анализ для конкретных компоновочных схем с учетом не только результатов баллистических расчетов, но и расчетов нагрузок на конструкцию, ее прочности, аэродинамических и тепловых расчетов, динамических расчетов и т.д.

На этапе технического предложения проводятся баллистические расчеты с целью обоснования выбранных принципиальных решений по вариантам траекторий и оптимизации проектных и траекторных параметров, формулирования требований к системам и агрегатам ракеты, трассам полета, системам управления, средствам измерений и связи, а также обоснования баллистических возможностей применения ракеты и решения других задач, влияющих на облик ракеты и ее основные характеристики.

На этапе эскизного проектирования проводятся уточненные расчеты траекторий с учетом уточнений основных характеристик всех систем. На данном этапе уточняются трассы полета, определяются районы падения отделяющихся частей, исследуются нестандартные случаи полета, проводится расчет возмущенных движе-

ний, рассматриваются ограничения, накладываемые на условия полета со стороны различных систем ракеты и т.д.

На этапе технического проектирования, если он проводится, методы баллистических расчетов существенно не отличаются. Различие состоит только в последовательности уточнения важнейших параметров [13].

На этапе рабочего проектирования со стороны баллистиков разрабатывается и выпускается баллистическая документация для проведения летных испытаний ракеты. Баллистические расчеты, проводимые на этапе подготовки ракеты к летным испытаниям, являются самыми точными и полными расчетами. В этих расчетах с необходимой полнотой используются уравнения управления и регулирования движением ракеты, данные о форме и потенциале Земли принимаются по самым последним исследованиям, характеристики атмосферы рассчитываются по динамической модели, рассчитываются данные для настройки приборов, управляющих включением и выключением двигателей и определяющих функционирование ракеты по установленной циклограмме и т.д.

2 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ ТЕОРИИ ДВИЖЕНИЯ РАКЕТ

2.1 Уравнения движения тела переменного состава

С точки зрения механики ракета представляет *тело переменного состава*.

Под термином «тело переменного состава» понимается, что к телу в процессе его движения либо присоединяются, либо отделяются материальные частицы, движущиеся с различными относительными скоростями [14]. Процессы присоединения и отсоединения могут происходить и одновременно.

Если массы отделяемых частиц равны массам присоединяемых частиц, масса тела остается постоянной, а изменяется только его состав. Таким образом, понятие «тело переменного состава» шире, чем понятие «тела переменной массы», так как тело переменного состава может иметь массу, которая может изменяться с течением времени, а может и оставаться постоянной.

Тело переменного состава представляет собой совокупность точек переменного состава.

Чтобы перейти к механике тела переменного состава, необходимо для начала рассмотреть механику точки переменного состава.

Этим вопросом впервые занимался И.В. Мещерский. Им было получено так называемое *основное или обобщенное уравнение Мещерского*. В основе вывода уравнения Мещерского лежит гипотеза быстрогодействия присоединяемых и отсоединяемых частиц. Согласно данной гипотезе в момент присоединения или отсоединения частиц происходит явление, подобное удару. Во время удара за малый промежуток времени присоединяемая или от-

деляемая частица приобретает относительную скорость, после чего дальнейшее взаимодействие частицы с материальной точкой прекращается.

Опуская все необходимые выкладки и алгебраические преобразования при выведении уравнения Мещерского, с которыми можно ознакомиться, например, в работах [13-14], приведем здесь его окончательный вид [13]:

$$m \frac{d\bar{V}}{dt} = \bar{F} + \bar{u}_1 \frac{dm_1}{dt} - \bar{u}_2 \frac{dm_2}{dt}, \quad (2.1)$$

где \bar{F} – вектор внешних сил, действующих на движущуюся со скоростью \bar{V} материальную точку массой m ; $\bar{u}_1 = \bar{w}_1 - \bar{V}$ и $\bar{u}_2 = \bar{w}_2 - \bar{V}$ – соответственно относительные скорости присоединившихся и отсоединившихся частиц. Здесь \bar{w}_1 – скорость присоединившихся частиц до присоединения и \bar{w}_2 – скорость отсоединившихся частиц после отсоединения. Величины dm_1/dt и dm_2/dt характеризуют интенсивность увеличения и уменьшения массы материальной точки соответственно. Тогда скорость изменения массы материальной точки будет определяться выражением:

$$\frac{dm}{dt} = \frac{dm_1}{dt} - \frac{dm_2}{dt}. \quad (2.2)$$

В случае движения ракеты второе слагаемое $\bar{u}_1 \frac{dm_1}{dt}$ в уравнении (2.1) можно опустить, тогда уравнение Мещерского примет вид:

$$m \frac{d\bar{V}}{dt} = \bar{F} - \bar{u}_2 \frac{dm_2}{dt}. \quad (2.3)$$

Если \bar{u}_2 заменить на \bar{u} , а dm_2/dt – на \dot{m} , то получим

$$m \frac{d\bar{V}}{dt} = \bar{F} - \dot{m} \cdot \bar{u} \quad \text{или} \quad m \frac{d\bar{V}}{dt} = \bar{F} + \bar{R}, \quad (2.4)$$

где \dot{m} – секундный расход топлива; $\bar{R} = -\dot{m} \cdot \bar{u}$ – реактивная сила.

Уравнение (2.4) в общем виде интегрируется численными методами. Однако для некоторых частных случаев можно получить решение в аналитическом виде. Такими частными случаями являются так называемые *первая и вторая задачи Циолковского*.

Первая задача Циолковского. Здесь принимается, что все внешние силы отсутствуют, т.е. $\bar{F} = 0$, тогда уравнение Мещерского принимает вид

$$m \frac{d\bar{V}}{dt} = -\dot{m} \cdot \bar{u}$$

или в скалярном виде (при движении материальной точки по прямой)

$$m \frac{dV}{dt} = -\frac{dm}{dt} \cdot u. \quad (2.5)$$

Разделив переменные в уравнении (2.5) и проинтегрировав его с пределами интегрирования от V_0 до V_K и от m_0 до m_K , получаем

$$V_K = V_0 - u \ln \frac{m_K}{m_0} \quad \text{или} \quad V_K = V_0 + u \ln \frac{m_0}{m_K}.$$

Последнее уравнение носит название – *формула Циолковского*.

Вторая задача Циолковского. В этой задаче рассматривается движение ракеты вертикально вверх при условии, что на ракету из внешних сил действует только гравитационная сила, которая создает постоянное по величине ускорение.

Уравнение Мещерского в проекции на направлении скорости будет иметь вид [13]

$$m \frac{dV}{dt} = - \frac{dm}{dt} \cdot u - mg.$$

Аналогично первой задаче разделив переменные в этом уравнении, и проинтегрировав его в пределах от V_0 до V_K , от m_0 до m_K и 0 до t_K , получим

$$V_K = V_0 - u \ln \frac{m_K}{m_0} - g \cdot t_K.$$

В отличие от первой задачи здесь скорость зависит не только от отношения m_K/m_0 , но и от t_K .

Выше приведенные уравнения относятся к механике материальной точки переменной массы. Теперь необходимо записать уравнения, относящиеся к механике тела переменной массы. Как было уже отмечено, тело переменной массы – это совокупность материальных точек переменной массы. Однако уравнения динамики материальной точки переменной массы нельзя прямо применять для тела переменной массы, так как внутри контура тела при присоединении и отсоединении частиц возникают дополнительные внутренние силы.

В механике для описания движения системы переменного состава используя *принцип затвердевания*. Для тела переменного состава его можно сформулировать следующим образом: уравнение движения тела переменного состава, ограниченного неизменным контуром, можно записать в виде уравнения движения твердого тела, если предположить, что в данный момент времени тело переменного состава «затвердело», а к внешним силам, действующим на тело, добавлены реактивные силы, силы Кориолиса и вариационные силы [14].

Тогда на основании этого принципа в неинерциальной системе координат, связанной с контуром тела переменного состава, изменение количества движения [14]

$$\frac{d\bar{Q}}{dt} = \bar{F} + \bar{R} + \bar{F}_{кор} - \frac{d\bar{Q}_{омн}}{dt}, \quad (2.6)$$

где $\bar{F}_{кор}$ – кориолисова сила инерции, связанная с движением масс внутри контура тела, совершающего поступательное и вращательное движение;

$$-\frac{d\bar{Q}_{омн}}{dt} - \text{изменение количества движения в относительном}$$

движении, равное результирующей вариационных сил. Вариационные силы связаны с нестационарностью движения материальных точек внутри контура тела.

Используя тот же принцип для тела переменного состава, можно записать уравнения вращательного движения в виде

$$\frac{d\bar{K}}{dt} = \bar{M} + \bar{M}_R + \bar{M}_{кор} + \bar{M}_{вар},$$

где \bar{K} – кинетический момент твердого тела,

\bar{M} – главный момент внешних сил,

\bar{M}_R – момент реактивных сил,

$\bar{M}_{кор}$ – момент кориолисовой силы инерции,

$\bar{M}_{вар}$ – момент вариационных сил.

2.2 Системы координат, применяемые в динамике полета ракет

Для описания движения ракеты необходимо ввести некоторую систему отсчета. От выбора системы отсчета зависят уравнения движения.

Прямоугольную декартову систему координат, начало которой совпадает с центром масс Солнечной системы, а оси неподвижны относительно звезд, называют *абсолютной*. Любая система координат, которая движется относительно абсолютной поступательно равномерно и прямолинейно, является *инерциальной* [15]. Любая другая система является *неинерциальной*.

При записи уравнений движения в неинерциальной системе координат необходимо учитывать относительное, переносное и кориолисово ускорения.

При выборе системы координат необходимо исходить из удобства описания движения и упрощения уравнений движения.

Системы координат однозначно характеризуются тремя элементами: *началом координат, основной плоскостью и основным направлением*.

Общая классификация систем координат выглядит следующим образом:

- 1) *гелиоцентрические* (начало координат в центре масс Солнца);
- 2) *планетоцентрические* (начало координат в центре масс планеты);
- 3) *топоцентрические* (начало координат в указанной точке поверхности планеты);
- 4) *объектоцентрические* (начало координат в центре масс летательного аппарата).

Гелиоцентрическая эклиптическая система координат $Ox_3Y_3Z_3$. Основной плоскостью является плоскость эклиптики – плоскость движения Земли вокруг Солнца. Ось Ox_3 – основная ось, направленная к точке весеннего равноденствия (точка небесной сферы, в которой находится Солнце в день весеннего равно-

денствия). Ось $OZ_{\mathcal{E}}$ направлена к северному полюсу мира. Ось $OY_{\mathcal{E}}$ дополняет систему координат до правой системы.

Геоцентрическая экваториальная инерциальная система координат $OX_{II}Y_{II}Z_{II}$. Основной плоскостью является плоскость экватора. Ось OX_{II} – основное направление параллельно линии Земля-Солнце в день весеннего равноденствия. Ось OZ_{II} направлена вдоль оси вращения Земли на север. Ось $OY_{\mathcal{E}}$ дополняет систему координат до правой системы.

Вращающаяся геоцентрическая экваториальная система координат $OX_{Г}Y_{Г}Z_{Г}$. Основной плоскостью является также плоскость экватора. Ось $OX_{Г}$ – основное направление пересекает Гринвичский меридиан, образуя с осью OX_{II} переменный угол, равный $\omega_3 \cdot S_0$, где S_0 – звездное время на Гринвиче, а ω_3 – угловая скорость вращения Земли. Оси $OX_{Г}$ и $OY_{Г}$ связаны с Землей и вращаются вместе с ней вокруг оси $OZ_{Г}$ с угловой скоростью вращения Земли ω_3 .

Из топоцентрических систем координат в динамике полета ракет использую земную географическую и земную стартовую системы координат.

Земная географическая система координат $OX_0Y_0Z_0$. Началом координат является точка старта или стартовая позиция (космодром). Ось OX_0 (основное направление) направлена по касательной к меридиану. Ось OZ_0 направлена по касательной к параллели. Ось OY_0 направлена перпендикулярно плоскости X_0OZ_0 .

Земная стартовая система координат ($OX_CY_CZ_C$) повернута относительно земной географической системы координат на угол азимута стрельбы (пуска) (рис. 2.1).

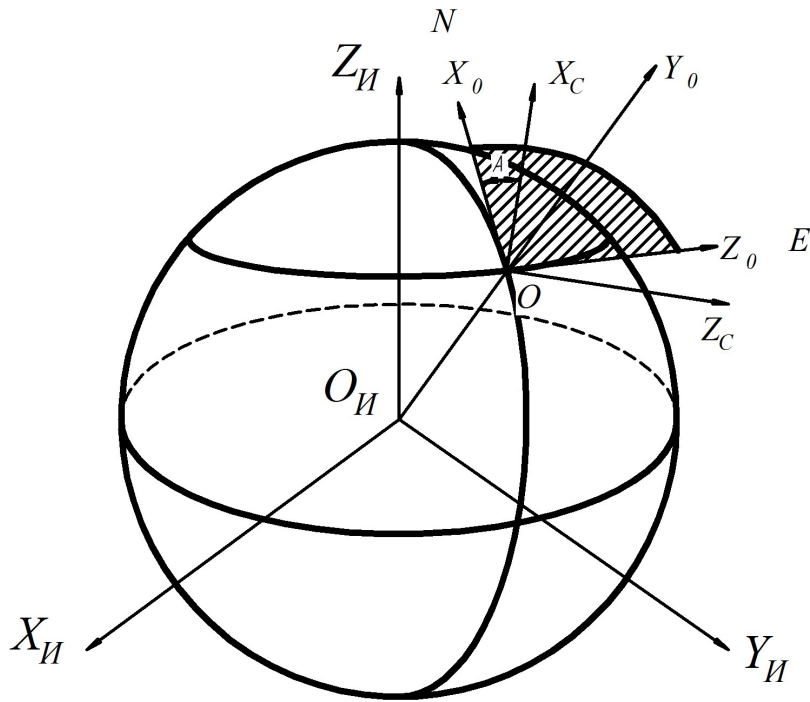


Рис. 2.1. Стартовая система координат

Из объектоцентрических чаще всего используются нормальная, траекторная, связанная и скоростная системы координат.

Нормальная система координат $OX_g Y_g Z_g$ используется для описания пространственного положения ракеты относительно поверхности Земли (рис. 2.2). Система содержит ось OY_g , направленную вверх по местной вертикали. Под местной вертикалью понимают прямую, совпадающую с направлением в рассматриваемой точке силы тяжести.

Начало координат O обычно совпадает с центром масс ракеты. Направление осей OX_g и OZ_g выбирают в соответствии с задачей.

Для определенности примем, что ось OX_g направлена с юга на север по касательной к географическому меридиану. Ось OZ_g расположена параллельно касательной к параллели в направлении с запада на восток.

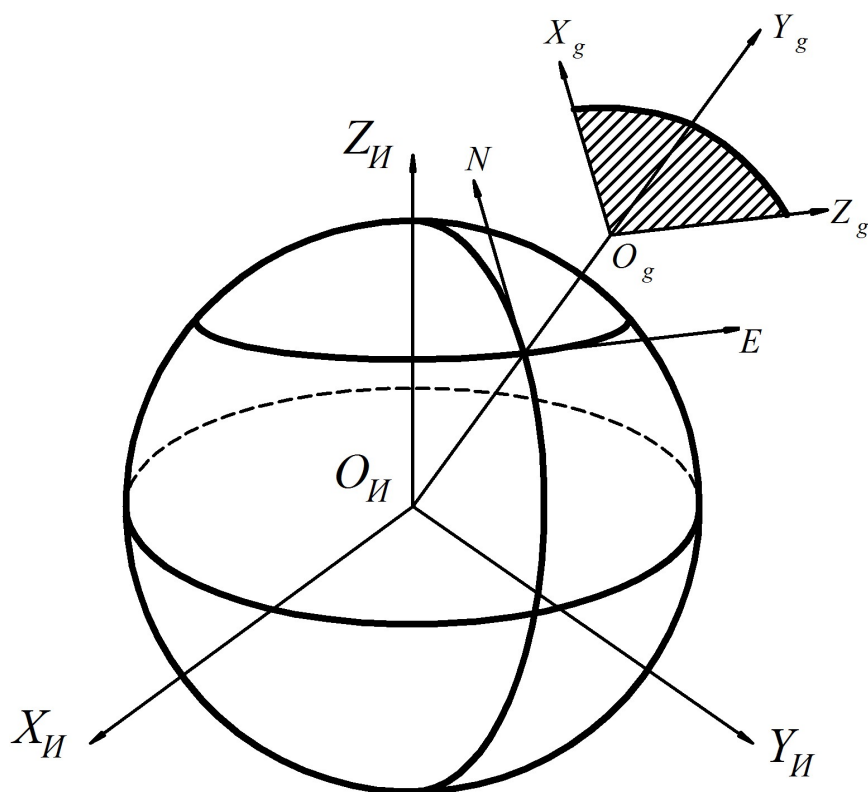


Рис. 2.2. Нормальная система координат

Траекторная система координат $OX_k Y_k Z_k$ используется главным образом в динамике полета для описания движения ракеты относительно поверхности Земли (рис. 2.3). В общем случае скорость полета относительно воздушной среды может не совпадать со скоростью полета относительно Земли, т.к. в реальной атмосфере почти всегда имеется движение воздушных масс, проще говоря, ветер.

Начало координат O обычно совпадает с центром масс ракеты. Система содержит ось OX_k , направленную по вектору скорости ракеты относительно земной поверхности (по вектору *земной скорости* V_k). Ось OY_k располагается в вертикальной плоскости, проходящей через ось OX_k , и направлена обычно вверх от поверхности Земли.

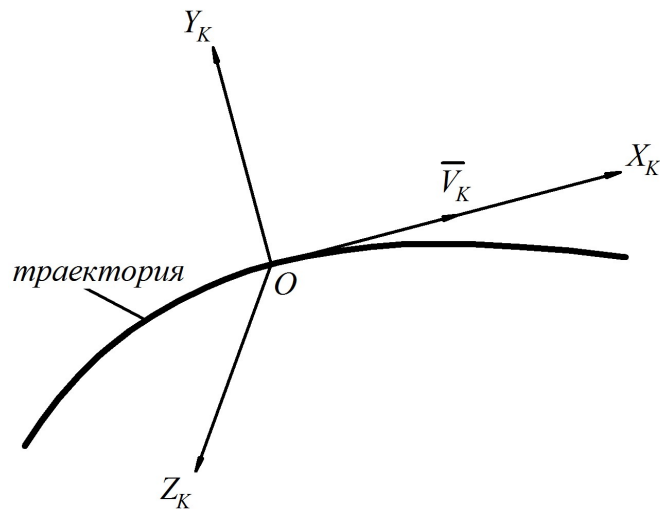


Рис 2.3. Траекторная система координат

*Скоростная система координат $OX_a Y_a Z_a$ (рис. 2.4). Начало координат O совпадает с центром масс ракеты. Система содержит *скоростную ось OX_a* , направленную по вектору скорости ракеты относительно воздуха (по вектору *воздушной скорости V*), *ось подъемной силы OY_a* , лежащую в плоскости симметрии ракеты и направленную к верхней части ракеты (при обычных условиях полета), и *боковую ось OZ_a* , перпендикулярную OX_a и OY_a и дополняющая их до правой системы координат.*

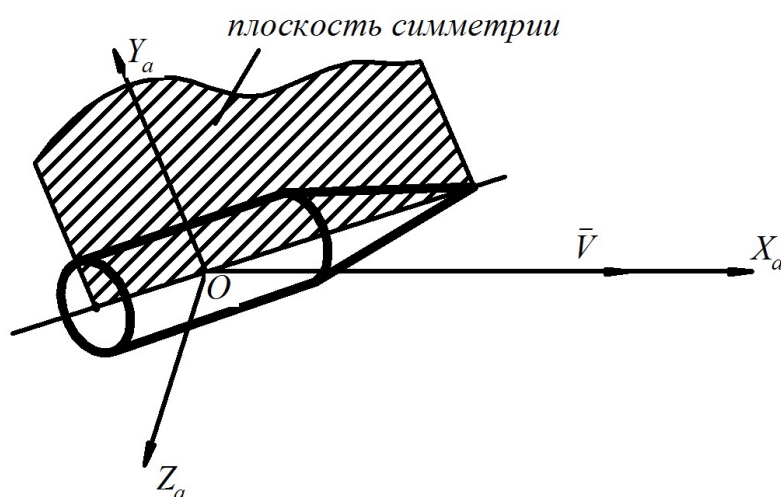


Рис. 2.4. Скоростная система координат

Связанная система координат OXYZ (рис. 2.5). Связанная система координат фиксирована по отношению к ракете, ее положение относительно нормальной системы координат определяет пространственное положение ракеты. Начало координат обычно совпадает с центром масс. Система содержит *продольную ось OX*, лежащую в плоскости симметрии и направленную вперед, *нормальную ось OY*, лежащую в той же плоскости, перпендикулярную продольной оси и направленную вверх (к верхней части ракеты); *поперечную ось OZ*, перпендикулярную плоскости симметрии и направленную так, чтобы дополнять оси *OX* и *OY* до правой системы координат.

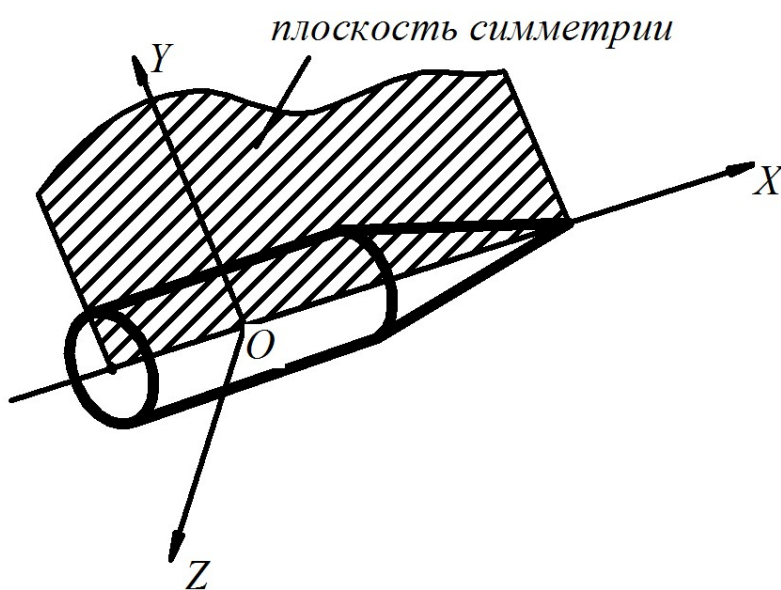


Рис 2.5. Связанная система координат

Взаимная ориентация систем координат. Рассмотрим относительное положение связанной и скоростной систем координат (рис. 2.6). Введем в рассмотрение углы атаки и скольжения, определяющие положение ракеты относительно воздушной скорости.

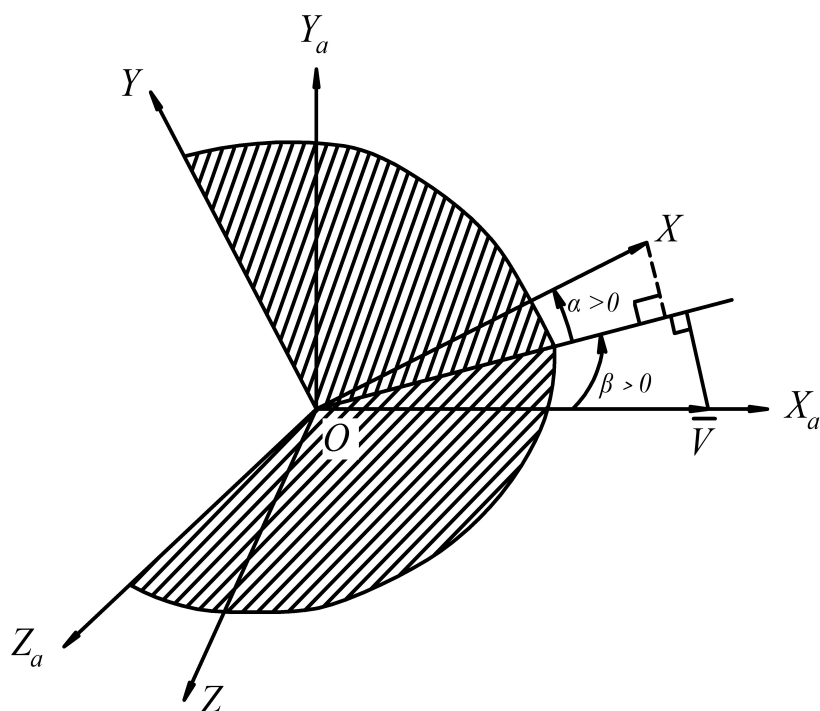


Рис. 2.6. Взаимная ориентация связанной и скоростной систем координат

Угол атаки α – угол между проекцией воздушной скорости \vec{V} на плоскость OXY и продольной осью связанной системы координат. Угол считается положительным, если проекция воздушной скорости ракеты на нормальную ось отрицательна.

Угол скольжения β – угол между направлением воздушной скорости \vec{V} и плоскостью OXY связанной системы координат. Угол β положителен, если проекция воздушной скорости ракеты на его поперечную ось положительна.

Взаимная ориентация связанной и нормальной систем координат (рис. 2.7) определяет угловое положение ракеты относительно земной поверхности с помощью углов рыскания, тангажа и крена.

Угол рыскания ψ – угол между осью OX_g нормальной системы координат и проекцией продольной оси связанной системы координат на горизонтальную плоскость OX_gZ_g . Угол ψ положителен,

когда ось OX_g совмещается с указанной проекцией продольной оси поворотом вокруг оси OY_g по часовой стрелке, если смотреть в направлении оси OY_g .

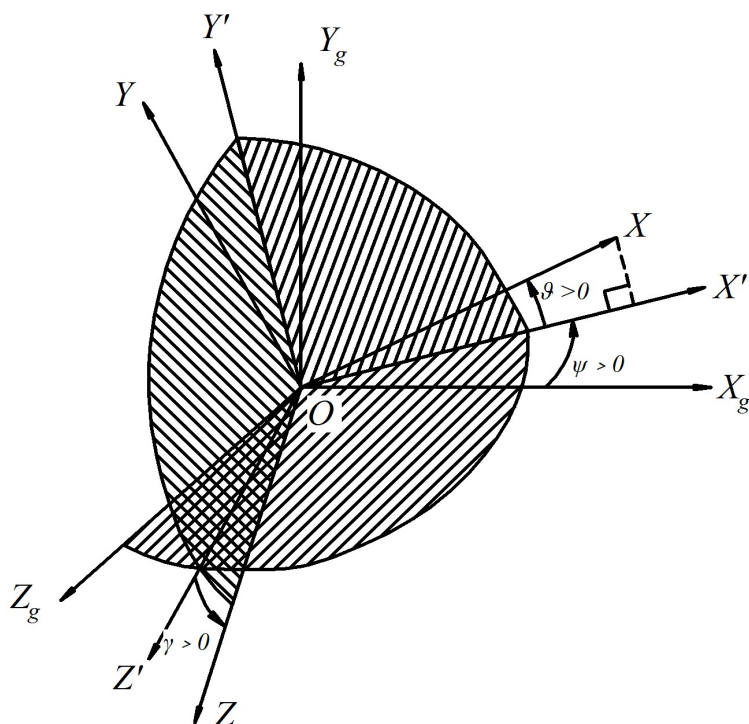


Рис 2.7. Взаимная ориентация связанной и нормальной систем координат

Угол тангажа ϑ – угол между продольной осью OX и горизонтальной плоскостью OX_gZ_g нормальной системы координат. Угол ϑ положителен, если продольная ось направлена вверх.

Угол крена γ – угол между поперечной осью OZ и осью OZ_g , смещенной в положение, соответствующее нулевому углу рыскания. Угол γ положителен, когда смещенная ось OZ_g совмещается с поперечной осью поворотом по часовой стрелке, если смотреть в направлении продольной оси OX .

Рассмотрение взаимной ориентации скоростной и нормальной систем координат позволяет определить скоростные углы (рис. 2.8).

Скоростной угол крена γ_a – угол между боковой осью OZ_a и осью OZ_g нормальной системы координат, смещенной в положение, соответствующее нулевому углу скоростного рыскания ψ_a . Угол γ_a положителен, когда смещенная ось OZ_g совмещается с боковой осью поворотом по часовой стрелке вокруг оси OX_a , если смотреть в направлении этой оси.

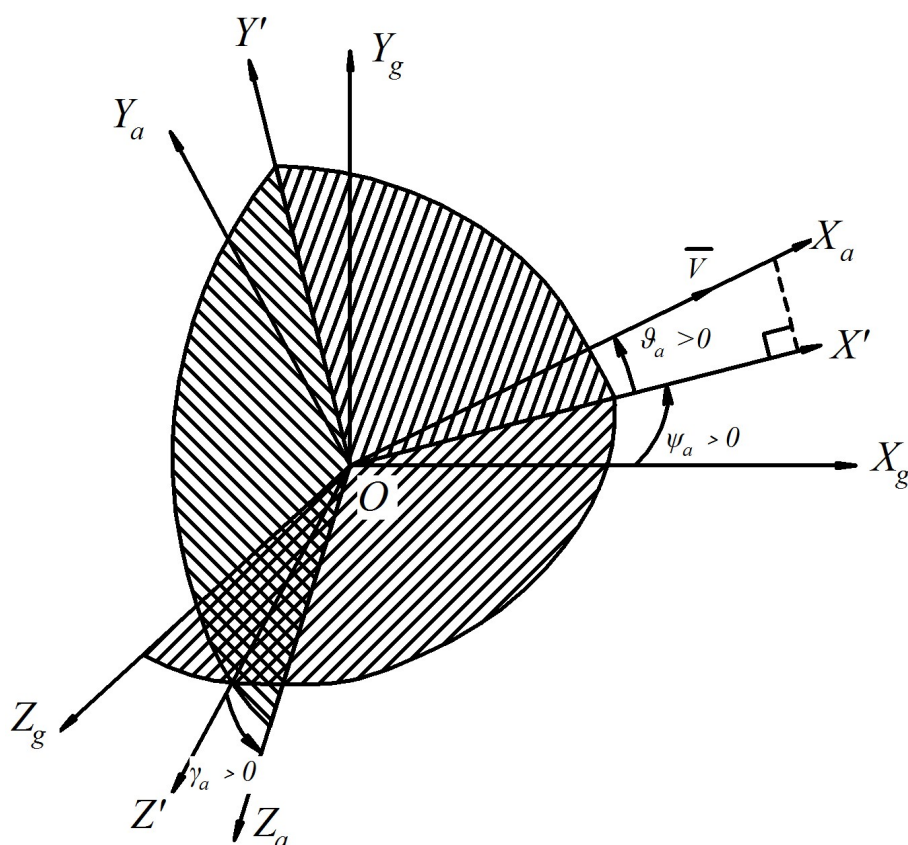


Рис 2.8. Взаимная ориентация скоростной и нормальной систем координат

Рассмотрим относительное положение траекторной и нормальной систем координат (рис. 2.9). Их взаимная ориентация характеризуется траекторными углами, определяющими направление земной скорости ракеты.

Угол пути Ψ – угол между осью OX_g нормальной системы координат и направлением *путевой скорости* V_{Π} . Угол Ψ положителен, когда поворот вокруг оси OY_g , приводящий ось OX_g к совпадению с направлением *путевой скорости*, осуществляется по часовой стрелке, если смотреть в направлении оси OY_g . Под *путевой скоростью* понимается проекция земной скорости V_K на горизонтальную плоскость OX_gZ_g нормальной системы координат.

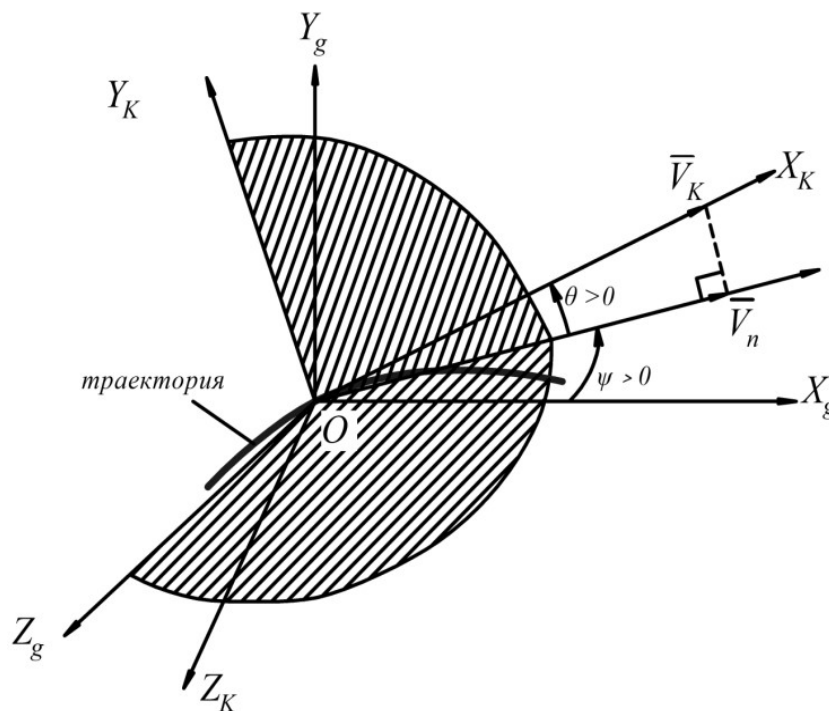


Рис. 2.9. Взаимная ориентация траекторной и нормальной систем координат

Угол наклона траектории θ – угол между направлением земной скорости V_K и горизонтальной плоскостью OX_gZ_g нормальной системы координат. Он принимается положительным, когда проекция вектора земной скорости на ось OY_g положительна (рис. 2.9).

2.3 Основные силы и моменты, действующие на ракету в полете

2.3.1 Сила притяжения Земли

Основной силой, действующей на ракету в полете, является сила земного притяжения

$$\vec{G} = m \cdot \vec{g},$$

где m – масса ракеты, \vec{g} – ускорение силы притяжения.

Масса ракеты определяется режимом работы двигателя от включения двигателя до текущего момента времени:

$$m = m_0 - \int_{t_{вкл}}^t \dot{m} dt,$$

где m_0 – масса ракеты до момента включения двигателя, $t_{вкл}$ – момент включения двигателя.

Секундный расход топлива \dot{m} в общем случае непостоянен. Значительные изменения расхода происходят на переходных режимах работы двигателя (включение, переключение на меньшую тягу, полное включение). При работе двигателя на стационарном режиме также имеют место изменения секундного расхода, которое вызывается изменением ускорения движения ракеты, высоты уровней жидкостей в баках и т.д.

Ускорение силы притяжения зависит от принятой фигуры и соответствующей ей модели гравитационного поля Земли.

Рассмотрим модели гравитационного поля Земли в порядке их усложнения.

Однородное плоскопараллельное поле. Самое простое представление фигуры Земли является тело, ограниченное плоскостью. Для этой фигуры гравитационное поле является одно-

родным и плоскопараллельным, то есть ускорение $\vec{g} = const$ (не зависит от высоты и направлено по нормали к поверхности). В этом случае можно принять $g = 9.81 \text{ м/с}^2$.

Центральное ньютоновское поле. Для этой модели гравитационного поля Земли фигуру Земли представляют в виде равного ей по объему шара радиуса $R_3 = 6371.11 \text{ км}$. Ускорение g изменяется обратно пропорционально квадрату расстояния до центра Земли и направлено по радиусу к центру Земли [15]:

$$\vec{g} = -\frac{\mu}{r^2} \frac{\vec{r}}{r},$$

где μ – гравитационный параметр Земли, равный произведению гравитационной постоянной $f = 6,67430(15) \cdot 10^{-11} \text{ м}^3 \cdot \text{с}^{-2} \cdot \text{кг}^{-1}$ на массу Земли $M_E = (5,9722 \pm 0,0006) \cdot 10^{24} \text{ кг}$; \vec{r} – радиус-вектор текущего положения ракеты; $r = |\vec{r}|$ – расстояние от центра Земли до ракеты. Можно принять $\mu = 398600 \text{ км}^3/\text{с}^2$.

Данная модель обычно используется для предварительных баллистических расчетов полета ракеты вблизи Земли, когда не требуется высокой точности.

Геоид. Равнодействующая силы земного притяжения и центробежной силы инерции от суточного вращения Земли, приложенная к телу на поверхности Земли, называется *силой тяжести*. Вектор силы тяжести параллелен нормали к *уровенной поверхности* потенциала силы тяжести [15].

Геоидом называют тело, ограниченное *уровенной* поверхностью потенциала силы тяжести, которая совпадает со свободной невозмущенной поверхностью океанов. Так как потенциал силы тяжести зависит от неоднородности внутреннего строения Земли, то поверхность геоида оказывается сложной. Достаточно хорошей аппроксимацией геоида является тело, ограниченное эллипсоидом вращения, который получается вращением эллипса вокруг малой оси. Такое тело называется *сфероидом*. Его центр

совпадает с центром масс Земли, а плоскость экватора параллельна плоскости экватора Земли.

Для модели сфероида радиус Земли определяется уравнением [16]

$$R = R_E (1 - \alpha \cdot \sin^2 \varphi),$$

где R_E – экваториальный радиус Земли, α – сжатие, φ – геоцентрическая широта.

Параметры сфероида выбираются из условия минимума суммы квадратов разности по высоте между поверхностями эллипсоида и геоида.

Международным астрономическим союзом приняты следующие параметры сфероида:

1) большая полуось (экваториальный радиус Земли R_E)
 $a = 6378137$ м;

2) сжатие $\alpha = (a - b)/a = 1/298.25 = 0.003352892$, где b – малая полуось.

Данная модель необходима для решения баллистических задач, когда протяженность траектории соизмерима с размерами Земли.

Ускорение силы тяжести, действующее на тело, находящееся на поверхности Земли, определяется как

$$\vec{g}_T = \text{grad}U_T,$$

где U_T – потенциал силы тяжести.

Для модели сфероида ускорение силы тяжести вычисляется по формуле [10]

$$g_T = \frac{\mu}{R_E^2} \left[1 + \alpha - \frac{3}{2}q + \left(\frac{5}{2}q - \alpha \right) \sin^2 \varphi \right],$$

где $q = \frac{\omega_3^2 \cdot R_E^3}{\mu}$.

Иногда целесообразным оказывается локальное описание фигуры Земли и ее гравитационного поля за счет использования *референц-эллипсоида*. Такая модель используется для описания фигуры Земли и соответствующего ей гравитационного поля, например, на территории определенного государства. В данном случае референц-эллипсоид ориентируется таким образом, чтобы его поверхность совпадала с поверхностью геоида в данной области. При этом центр масс референц-эллипсоида может не совпадать с центром масс земли, но их оси вращения должны быть параллельны [15].

Разложение гравитационного потенциала Земли по сферическим функциям. Более сложные модели для описания гравитационного поля Земли используют разложения гравитационного потенциала Земли по сферическим функциям (или полиномам Лежандра) размерностью $N \times N$.

Международным астрономическим союзом рекомендована следующая форма записи гравитационного потенциала во внешней точке с координатами r (радиус), φ (широта), λ (долгота) [15–17]:

$$U = \frac{\mu}{r} \left[1 - \sum_{n=2}^{\infty} C_{n,0} \left(\frac{R_E}{r} \right)^n P_n(\sin \varphi) + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=1}^n \left(\frac{R_E}{r} \right)^n P_{n,m}(\sin \varphi) (C_{n,m} \cos m\lambda + D_{n,m} \sin m\lambda) \right],$$

где P_n – полиномы Лежандра порядка n ; $P_{n,m}$ – присоединенные функции Лежандра порядка n и индекса m ; $C_{n,m}$ и $D_{n,m}$ – безразмерные коэффициенты.

Полиномы Лежандра порядка n определяются выражением [15 – 18]

$$P_n(x) = \frac{1}{2^n n!} \frac{d^n (x^2 - 1)^n}{dx^n}.$$

Первые полиномы до 4 порядка имеют вид

$$P_0(x) = 0,$$

$$P_1(x) = x,$$

$$P_2(x) = \frac{1}{2}(3x^2 - 1),$$

$$P_3(x) = \frac{1}{2}(5x^3 - 3x),$$

$$P_4(x) = \frac{1}{8}(35x^4 - 30x^2 + 3).$$

Присоединенная функция Лежандра определяется выражением [18]

$$P_{nm}(x) = (1 - x^2)^{m/2} \frac{d^m P_n(x)}{dx^m}.$$

Первые функции $P_{n,m}$ до степени $n = 4$ и порядка $m = 4$ имеют вид

$$P_{21}(x) = 3x(1 - x^2)^{1/2}$$

$$P_{22}(x) = 3(1 - x^2),$$

$$P_{31}(x) = \frac{3}{2}(5x^2 - 1) \cdot (1 - x^2)^{1/2},$$

$$P_{32}(x) = 15x(1 - x^2),$$

$$P_{33}(x) = 15 \cdot (1 - x^2)^{3/2},$$

$$P_{41}(x) = \frac{5}{2}(7x^3 - 3x) \cdot (1 - x^2)^{1/2},$$

$$P_{42}(x) = \frac{15}{2}(7x^2 - 1) \cdot (1 - x^2),$$

$$P_{43}(x) = 105x \cdot (1 - x^2)^{3/2},$$

$$P_{44}(x) = 105 \cdot (1 - x^2)^2.$$

Значения безразмерных коэффициентов $C_{n,m}$ и $D_{n,m}$ до 21 порядка представлены в работе [18]. Для модели гравитационного потенциала размерностью 4×4 значения данных коэффициентов приведены в таблице 2.1 [15].

Таблица 2.1. Безразмерные коэффициенты разложения геопотенциала по сферическим функциям [15]

nm	C_{nm}	D_{nm}
20	$-1082.626 \cdot 10^{-6}$	-
21	$6,455 \cdot 10^{-11}$	$1,291 \cdot 10^{-11}$
22	$1,574 \cdot 10^{-6}$	$-0,906 \cdot 10^{-6}$
30	$2,532 \cdot 10^{-6}$	-
31	$2,196 \cdot 10^{-6}$	$0,269 \cdot 10^{-6}$
32	$0,310 \cdot 10^{-6}$	$0,212 \cdot 10^{-6}$
33	$0,0998 \cdot 10^{-6}$	$0,195 \cdot 10^{-6}$
40	$1,631 \cdot 10^{-6}$	-
41	$-0,504 \cdot 10^{-6}$	$-0,448 \cdot 10^{-6}$
42	$0,0783 \cdot 10^{-6}$	$0,146 \cdot 10^{-6}$
43	$0,0591 \cdot 10^{-6}$	$-0,0118 \cdot 10^{-6}$
44	$-0,408 \cdot 10^{-8}$	$0,631 \cdot 10^{-8}$

На данный момент существуют современные модели гравитационного потенциала: модель JGM3 (размерность 70×70), модель EGM-96 (размерность 360×360). Данные модели находятся в открытом доступе в Интернете: на сайте астрономического института Бернского университета – <http://www.aiub.unibe.ch>.

2.3.2 Сила тяги ракетного двигателя

Тяга ракетного двигателя создается за счет сгорания топлива с секундным расходом массы $|\dot{m}|$ и выброса продуктов сгорания через сопло со скоростью истечения w . Производная

$$\dot{m} = \frac{dm}{dt} < 0,$$

так как масса ракеты убывает из-за сгорания топлива [15].

Величина тяги двигателя на некоторой высоте h определяется зависимостью [5]

$$P(h) = -\dot{m} \cdot w + (p_a - p_h) \cdot S_a, \quad (2.7)$$

где p_a – давление истекающих газов на выходе из сопла, p_h – атмосферное давление, S_a – площадь среза сопла двигателя.

На уровне моря, где давление атмосферы равно p_0 , величина тяги имеет наименьшее значение

$$P_0 = -\dot{m} \cdot w + (p_a - p_0) \cdot S_a.$$

В вакууме (в «пустоте»), где атмосферное давление равно нулю, тяга двигателя имеет максимальное значение

$$P_v = -\dot{m} \cdot w + p_a \cdot S_a.$$

Разница между величинами тяг на уровне моря и в вакууме

$$P_v - P_0 = p_a S_a$$

зависит от площади среза сопла S_a , определяющей высотность двигателя, то есть его приспособленность к наиболее эффективной работе в условиях разреженной атмосферы. От величины S_a зависит степень расширения в сопле струи истекающих газов (то есть отношение давления в камере сгорания к давлению на срезе сопла) должна выбираться оптимальной из условия получения максимальной полезной нагрузки. Для ракетных двигателей, используемых на первых ступенях, степень расширения обычно не превышает 500, для двигателей на вторых, третьих и орбитальных ступенях – порядка 5000.

Эффективность двигателя характеризуется величиной **удельной тяги** – отношения тяги к весовому секунднему расходу топлива

$$P_{y\partial}(h) = \frac{P}{g_0 |\dot{m}|} = \frac{w}{g_0} + \frac{p_a \cdot S_a}{g_0 |\dot{m}|} - \frac{p_h \cdot S_a}{g_0 |\dot{m}|} = P_{уд n} - \frac{p_h \cdot S_a}{g_0 |\dot{m}|}.$$

Здесь $P_{уд n}$ – удельная тяга в «пустоте».

Удельная тяга на уровне моря

$$P_{уд0} = P_{уд n} - \frac{p_0 \cdot S_a}{g_0 |\dot{m}|}.$$

Она всегда будет меньше удельной тяги в «пустоте». Удельная тяга определяет величину тяги, создаваемую двигателем с каждого килограмма топлива, сжигаемая в течение 1 с.

В технической литературе часто используются понятие **удельного импульса** – среднее значение удельной тяги двигателя на некотором интервале времени, например, за полное время работы двигателя t_e [15]

$$I'_{y\partial} = \frac{\int_0^{t_e} P(t) dt}{g_0 \int_0^{t_e} |\dot{m}| dt}.$$

Кроме того, ГОСТ 17655-72 вводит понятие удельного импульса тяги ЖРД – отношения тяги к секунднему расходу массы топлива [15]

$$I_{y\partial} = \frac{P}{|\dot{m}|}.$$

Этот параметр по смыслу совпадает со скоростью истечения газа из сопла двигателя и имеет размерность $м/с$ [15]. Для удельной тяги и удельного импульса обычно используется размерность $с$.

Для тяги двигателя вместо формулы (2.7) часто используют формулу

$$P(h) = -\dot{m} \cdot w_3,$$

где w_3 – эффективная скорость истечения. Она определяется как

$$w_3 = w - \frac{(p_a - p_h) \cdot S_a}{\dot{m}} = w + \frac{(p_a - p_h) \cdot S_a}{|\dot{m}|}.$$

Величина w_3 определяется экспериментально во время стендовых испытаний ракеты путем замера силы тяги и секундного расхода массы.

2.3.3 Аэродинамические силы и моменты

На аэродинамическом участке траектории полета ракеты на нее действуют аэродинамические силы и моменты. Равнодействующую аэродинамических сил, приложенную в центре давления летательного аппарата, называют *полной аэродинамической силой* R_a . Ее приводят к центру масс летательного аппарата, добавляя соответствующий момент, действующий относительно центра масс – *полный аэродинамический момент* M_a [15].

Полную аэродинамическую силу раскладывают по осям скоростной и связанной систем координат. Полный аэродинамический момент раскладывают только по осям связанной системы координат.

В скоростной системе координат полная аэродинамическая сила раскладывается на три составляющие: X_a – силу лобового сопротивления, которая направлена противоположно оси OX_a ; Y_a – подъемную силу, направленную по оси OY_a ; Z – боковую силу, направленную по оси OZ_a .

Составляющие полной аэродинамической силы определяют по следующим формулам:

$$X_a = C_x \cdot q \cdot S, \quad Y_a = C_y \cdot q \cdot S, \quad Z_a = C_z \cdot q \cdot S.$$

Здесь C_x , C_y , C_z – аэродинамические коэффициенты; $q = \rho \cdot V^2 / 2$ – скоростной напор набегающего потока воздуха; ρ – плотность воздуха; V – величина воздушной скорости летательного аппарата; S – характерная площадь – для ракеты площадь миделя (площадь наибольшего поперечного сечения ракеты).

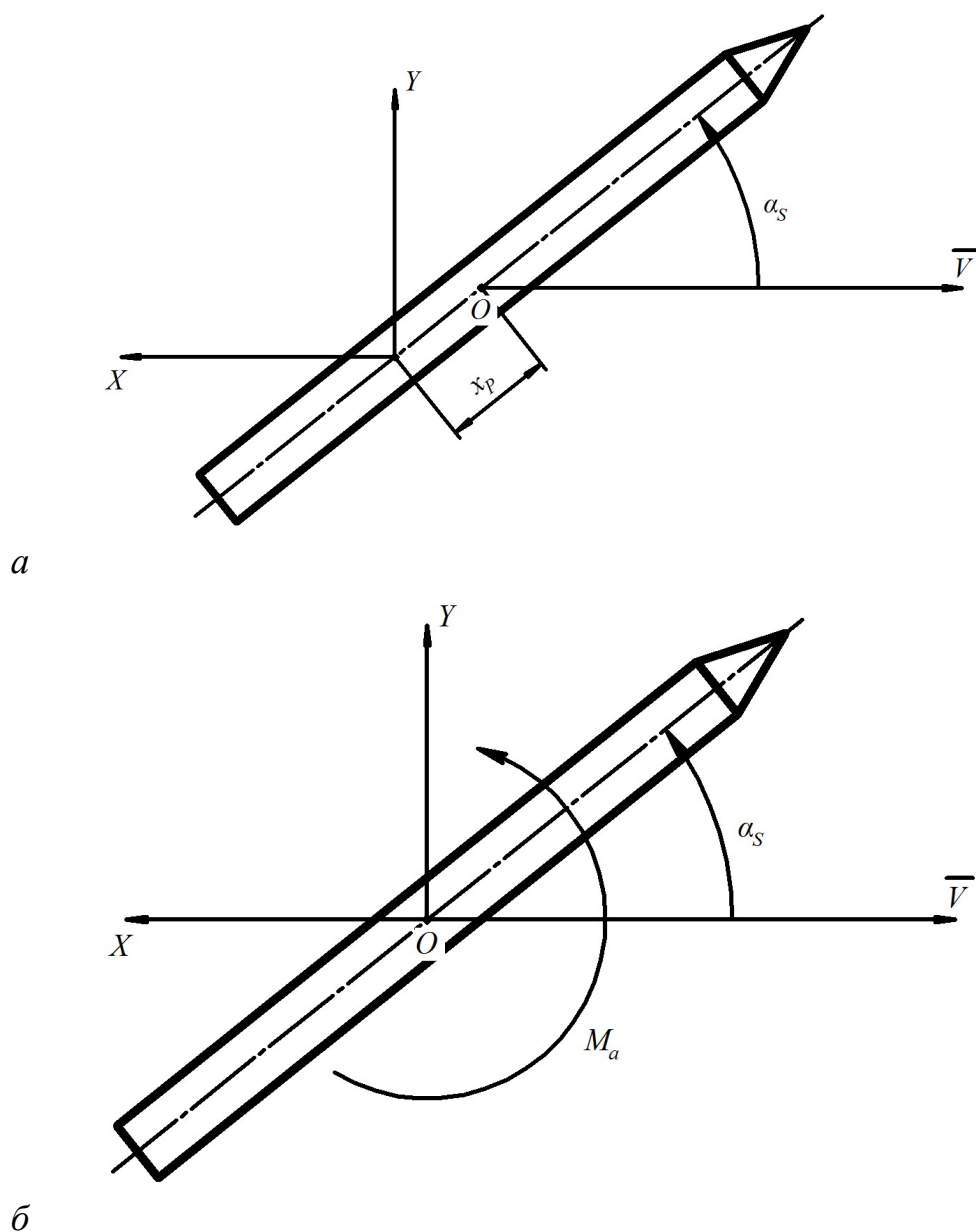


Рис. 2.10 – Полная аэродинамическая сила и момент

Аэродинамические коэффициенты зависят от формы летательного аппарата, от углов α и β , от числа Маха.

Число Маха – это отношение скорости полета к скорости звука на данной высоте a :

$$M = \frac{V}{a}.$$

При малых углах атаки ($\alpha < 10^0$) коэффициент C_y линейно зависит от угла α , тогда вместо C_y используют коэффициент $C_y^\alpha = \partial C_y / \partial \alpha$. В этом случае подъемная сила определяется по формуле

$$Y = C_y^\alpha \cdot \alpha \cdot q \cdot S.$$

Связь между коэффициентами C_x и C_y можно аппроксимировать с помощью квадратичной параболы [15]:

$$C_x = C_{x0} + A_y \cdot C_y^2,$$

где C_{x0} – коэффициент лобового сопротивления при отсутствии подъемной силы ($C_y = 0$), A_y – некоторый коэффициент.

Коэффициент боковой силы почти линейно зависит от угла скольжения β , поэтому, как и в случае с коэффициентом C_y , его можно определить с помощью формулы

$$C_z = C_z^\beta \cdot \beta.$$

При рассмотрении проекций полной аэродинамической силы на оси связанной системы координат вместо коэффициентов C_x и C_y используют коэффициент осевой силы C_τ и коэффициент нормальной силы C_n [15]:

$$C_\tau = C_x \cos \alpha - C_y \sin \alpha, \quad C_n = C_x \sin \alpha + C_y \cos \alpha.$$

Составляющие вектора полной аэродинамической силы в связанной системе координат летательного аппарата определяются выражениями

$$X = -C_x \cdot q \cdot S, Y = C_n \cdot q \cdot S, Z = C_z \cdot q \cdot S.$$

Здесь знак «-» перед составляющей полной аэродинамической силы X означает, что она противоположно оси OX .

РКН является осесимметричным летательным аппаратом. Для осесимметричных летательных аппаратов пользуются понятием пространственного угла атаки α_s [15] – угол между продольной осью ракеты и вектором воздушной скорости \bar{V} (см. рис. 2.10). Обтекание ракеты будет происходить симметрично относительно плоскости угла атаки (плоскости, проходящей через продольную ось ракеты и вектор воздушной скорости \bar{V}). Вектор полной аэродинамической силы \bar{R}_a в данном случае будет полностью лежать в плоскости угла атаки. Поэтому угол скольжения β для ракеты можно не учитывать. Все аэродинамические коэффициенты определяются как функции от угла α_s [15].

При проецировании полной аэродинамической силы ракеты на оси связанной системы координат необходимо учитывать тот факт, что вектор полной аэродинамической силы \bar{R}_a не зависит от угла вращения по крену. Тогда если задать угол крена ракеты γ_a относительно плоскости угла атаки, то проекции вектора \bar{R}_a на оси связанной системы координат ракеты будут определяться выражениями:

$$X = -C_x \cdot q \cdot S, Y = C_n \cdot q \cdot S \cdot \cos \gamma_a, Z = C_n \cdot q \cdot S \cdot \sin \gamma_a.$$

Полный аэродинамический момент обычно проецируют на оси связанной системы координат. Составляющие полного аэродинамического момента в связанной системе координат называ-

ют моментом крена M_x , моментом рыскания M_y и моментом тангажа M_z . Величины этих моментов определяются формулами [15]

$$M_x = m_x \cdot q \cdot S \cdot l, \quad M_y = m_y \cdot q \cdot S \cdot l, \quad M_z = m_z \cdot q \cdot S \cdot L.$$

Здесь m_x, m_y, m_z – коэффициенты составляющих полного аэродинамического момента, l – характерный линейный размер летательного аппарата, L – длина летательного аппарата.

Коэффициенты моментов крена и рыскания зависят в основном от угла скольжения и числа Маха, коэффициент момента тангажа – от угла атаки и числа Маха.

Если летательный аппарат в полете вращается с некоторой угловой скоростью $\bar{\omega} = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)$, то возникает демпфирующий момент M_d , который направлен в противоположную сторону вращения и стремится погасить угловую скорость. Проекции демпфирующего момента M_{dx}, M_{dy}, M_{dz} определяются формулами:

$$M_{dx} = m_{dx}^{\omega_x} \cdot \omega_x \cdot q \cdot S \cdot \frac{d^2}{V},$$

$$M_{dy} = m_{dy}^{\omega_y} \cdot \omega_y \cdot q \cdot S \cdot \frac{d^2}{V},$$

$$M_{dz} = m_{dz}^{\omega_z} \cdot \omega_z \cdot q \cdot S \cdot \frac{L_f^2}{V}.$$

Здесь d – характерный поперечный размер летательного аппарата (для ракеты диаметр корпуса), L_f – длина корпуса летательного аппарата.

Если принять, что центр давления и центр масс ракеты находятся на ее продольной оси, то для осесимметричной ракеты

величина полного аэродинамического момента определяется формулой [15]:

$$M_a = C_n \cdot x_p \cdot q \cdot S,$$

где x_p – расстояние между центром масс и центром давления ракеты.

Составляющие полного аэродинамического момента в связанной системе координат осесимметричной ракеты имеют вид

$$M_x = 0, M_y = -C_n \cdot x_p \cdot q \cdot S \cdot \sin \gamma_a, M_z = C_n \cdot x_p \cdot q \cdot S \cdot \cos \gamma_a.$$

Стандартная модель атмосферы. Расчет номинальных траекторий движения летательных аппаратов проводится, исходя из того, что все параметры воздуха соответствуют *стандартной атмосфере*. В России стандартную атмосферу определяет ГОСТ 4401-81. В рамках этой модели плотность ρ рассчитывается с помощью уравнения состояния

$$\rho = \frac{p \cdot M}{R^* T}, \quad (2.9)$$

где p – давление воздуха; T – кинетическая температура воздуха; M – молярная масса воздуха; $R^* = 8314,32 \text{ Дж} \cdot \text{К}^{-1} \cdot \text{кмоль}^{-1}$ – универсальная газовая постоянная.

Для высот выше 120 км давление рассчитывается по формуле

$$p = \frac{n \cdot R^* T}{N_A}, \quad (2.10)$$

где n – концентрация нейтральных частиц воздуха; $N_A = 602,257 \cdot 10^{24} \text{ кмоль}^{-1}$ – число Авогадро.

Подставляя (2.10) в (7.7), можно получить следующее выражение для плотности

$$\rho = \frac{n}{N_A} M. \quad (2.11)$$

На высотах более 120 км концентрация частиц аппроксимируется с помощью полинома 4-ой степени вида

$$n = (A_0 + A_1 \cdot h + A_2 \cdot h^2 + A_3 \cdot h^3 + A_4 \cdot h^4) \cdot 10^m,$$

где коэффициенты A_0, A_1, A_2, A_3, A_4 и показатель степени m определяется по таблице 7 ГОСТ 4401-81.

Для высот 120–1200 км молярная масса воздуха аппроксимируется полиномом

$$M = B_0 + B_1 \cdot h + B_2 \cdot h^2 + B_3 \cdot h^3,$$

где коэффициенты B_0, B_1, B_2, B_3 представлены в табл. 3 ГОСТ 4401-81.

Вариационные модели атмосферы. Истинные значения параметров атмосферы на траектории полета летательных аппаратов будут отличаться от стандартной атмосферы. Фактическое состояние земной атмосферы зависит многих факторов: геоцентрической широты места, высоты, времен года и суток и других факторов, имеющих случайный характер.

Уточнение параметров атмосферы необходимо для решения следующих задач [15]:

- 1) отработка в процессе проектирования алгоритмов управления движением летательного аппарата с целью получения наименьшего разброса терминальных параметров траектории;
- 2) определение расчетных аэродинамических нагрузок на летательный аппарат, действующих в процессе полета;
- 3) Оценка возможного рассеивания конечных параметров движения для конкретных условий полета.

Существуют различные модели глобальной возмущенной атмосферы Земли, определяющие параметры атмосферы с учетом различных факторов. Эти модели определяют *вариации параметров* атмосферы – отклонения параметров фактической атмосферы от стандартных значений (ГОСТ 4401-81). Например, в России в Институте прикладной математики им. М.В. Келдыша разработана модель CMEDA (Computational Model of the Earth Disturbed Atmosphere) [19–21]. Данная модель определяет сезонно-широтные, суточные и случайные вариации параметров атмосферы.

Для уточнения параметров атмосферы Земли с учетом сезонных и суточных колебаний и индекса солнечной активности в баллистических расчетах можно использовать модель атмосферы на основании ГОСТ Р 25645.166-2004.

Согласно этой модели плотность атмосферы определяется как произведение сомножителей, соответствующих тому или иному виду известных вариаций плотности:

$$\rho = \rho_H K_1 K_2 K_3 K_4, \quad (2.12)$$

где ρ_H – ночной вертикальный профиль плотности атмосферы;

K_1 – сомножитель, отражающий изменение плотности при изменении интенсивности солнечного радиоизлучения F на волне 10,7 относительно некоторого среднего уровня интенсивности F_0 ;

K_2 – сомножитель, учитывающий суточный эффект в распределении плотности;

K_3 – множитель, учитывающий полугодовые вариации плотности атмосферы;

K_4 – множитель, учитывающий корреляцию между вариациями плотности и геомагнитной возмущенностью.

Сомножители, входящие в выражение (2.12), определяются по формулам

$$\rho_H = \exp[a_1 + a_2(h - a_3)^{1/2}], \quad (2.13)$$

$$K_1 = 1 + (b_1 + b_{2h}) \frac{F - F_0}{F}, \quad (2.14)$$

$$K_2 = 1 + \left\{ c_1 + c_2 h + c_3 \exp \left[- (h + c^4)^2 \frac{1}{c_5^2} \right] \right\} \times \\ \times \left(\cos^{m_1} \frac{\Psi_1}{2} + c_6 \cos^{m_2} \frac{\Psi_2}{2} \right), \quad (2.15)$$

$$K_3 = 1 + (A_1 + A_2 h) A(d), \quad (2.16)$$

$$K_4 = 1 + (e_1 + e_2 h) \ln \frac{a_p}{a_p}, \quad (2.17)$$

где $\cos \psi_1 = \frac{1}{r} [z_2 \sin \delta_o + (x_2 \cos \gamma_1 + y_2 \sin \gamma_1) \cos \delta_o]$;

$$\cos \psi_2 = \frac{1}{r} [-z_2 \sin \delta_o + (x_2 \cos \gamma_2 + y_2 \sin \gamma_2) \cos \delta_o];$$

$$\gamma_1 = \alpha_o + \varphi_1 - S, \quad \gamma_2 = \alpha_o + \varphi_2 - S;$$

a_p – индекс геомагнитной возмущенности;

α_o, δ_o – прямое восхождение и склонение Солнца;

S – истинное звездное время в данный момент времени;

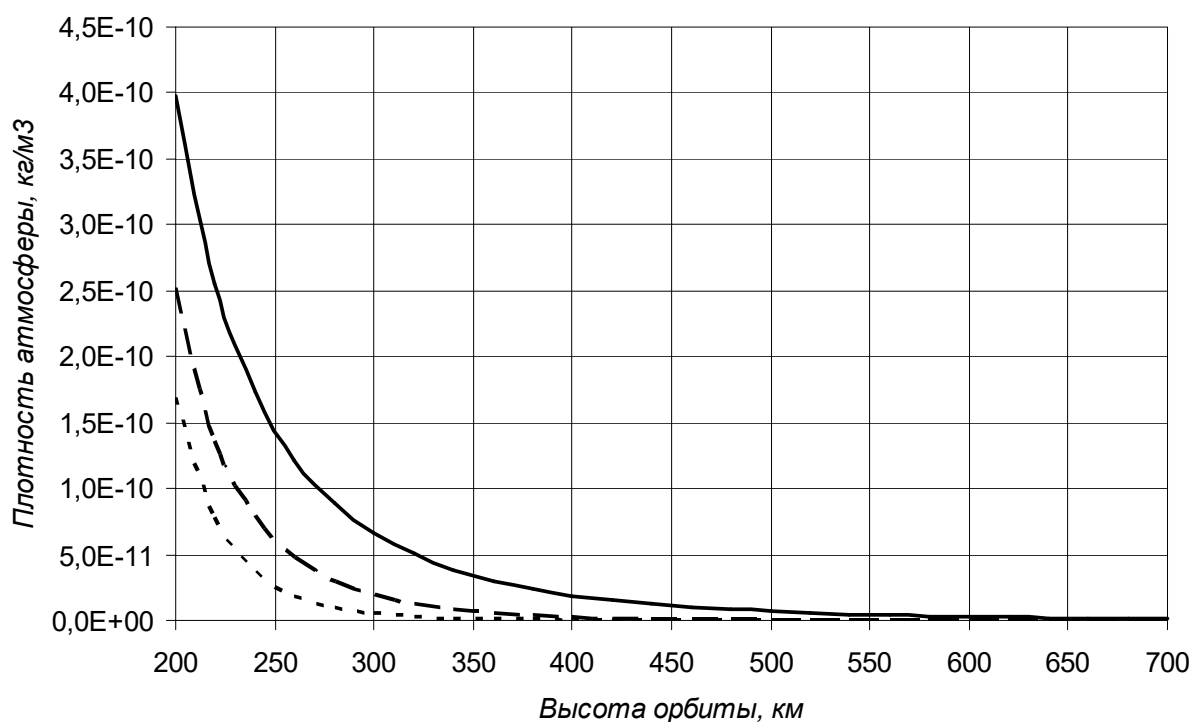


Рис. 2.11. Зависимость плотности атмосферы от высоты при различных уровнях солнечной активности по ГОСТ 4401-81, ГОСТ Р 25645.166-2004:
 ———— — плотность атмосферы при максимальном уровне солнечной активности; - - - - - — плотность атмосферы по ГОСТ 4401-81 без учета колебаний; — плотность атмосферы при минимальном уровне солнечной активности

Коэффициенты динамической модели атмосферы, входящие в формулы (2.13 – 2.17) определяются по таблицам ГОСТ Р 25645.166-2004 и зависят от времени суток, сезона, индекса солнечной активности F_0 , при этом плотность атмосферы может значительно изменяться за довольно короткий промежуток времени.

3 ВЫБОР ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

3.1 Баллистические схемы выведения ракет космического назначения

Под *баллистической схемой выведения* понимают описание структуры и параметров характерных участков траектории полета средств выведения с момента старта до достижения заданного сочетания кинематических параметров движения.

В самом общем виде (рис. 3.1) представлены три наиболее распространенные в настоящее время баллистические схемы выведения:

1) прямого выведения с одним активным участком или несколькими следующими один за другим активными участками (рис. 3.1, *а*);

2) прямого выведения с пассивными участками (рис. 3.1, *б*);

3) выведения с промежуточными орбитами (рис. 3.1, *в*).

Основными фрагментами схемы в самом упрощенном виде является последовательность активных и пассивных участков полета. Так как конечной целью средств выведения 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.

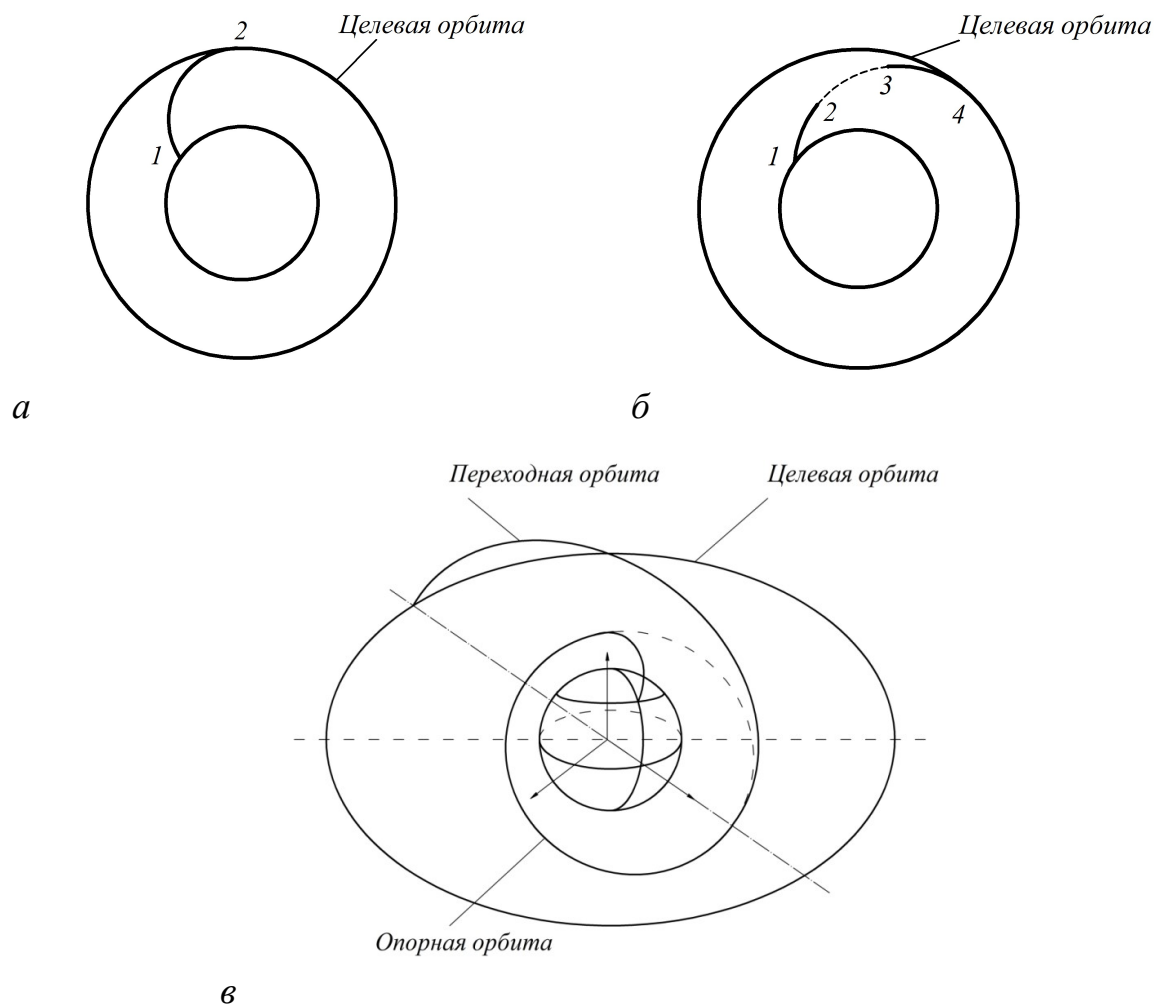


Рис. 3.1. Разновидности баллистических схем выведения [1]:
 1-2 – активный участок траектории; 2-3 – пассивный участок траектории;
 3-4 – второй активный участок траектории

Учитывая значимость для формирования траектории полета величины тяги, по мере уточнения проекта на схеме выведения (рис. 3.2) представляется циклограмма работы ДУ, характерные точки траектории (разделение ступеней, сброс головного обтекателя (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.

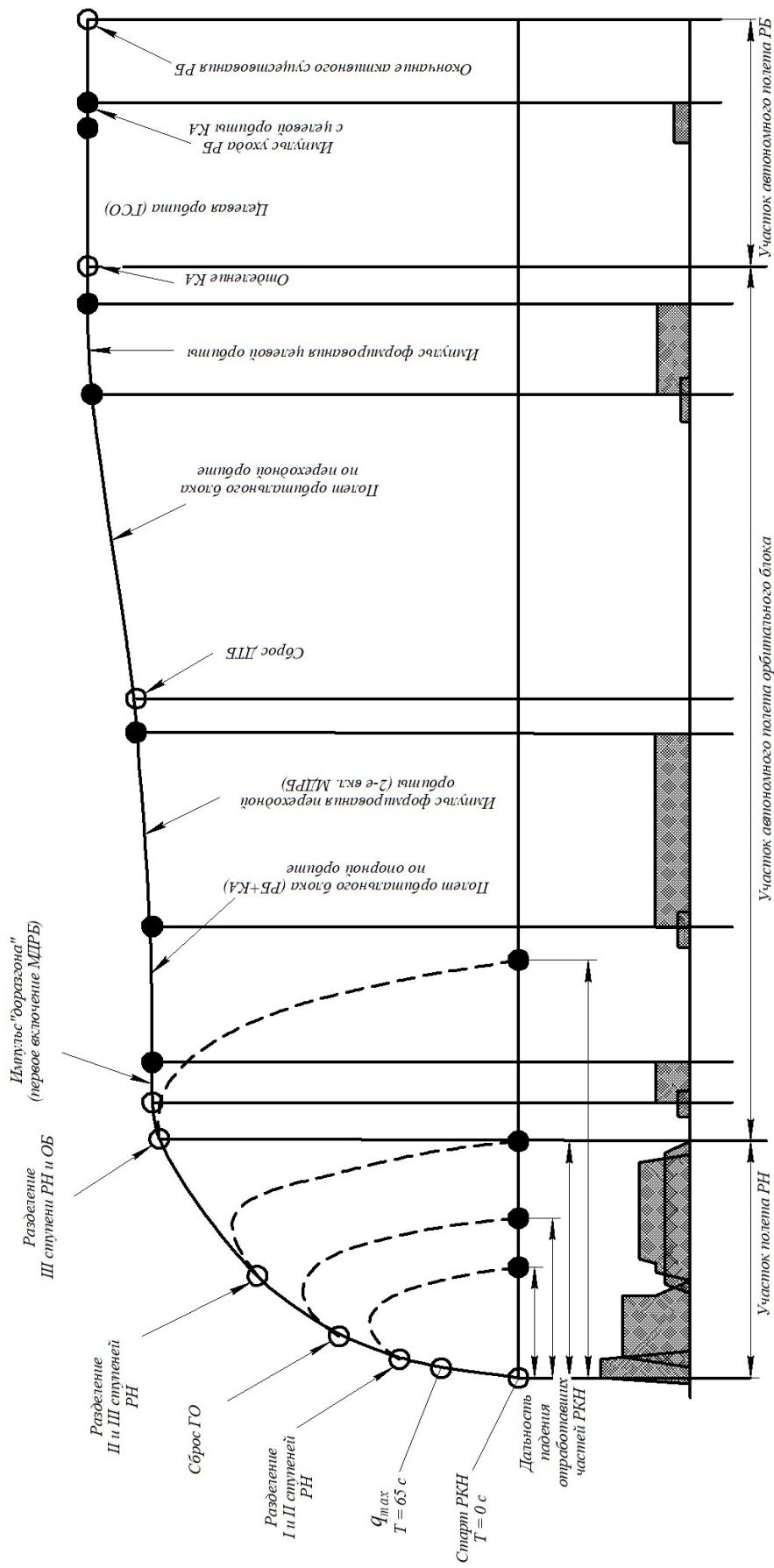


Рис. 3.2. Пример баллистической схемы выведения и циклограммы работы ДУ [1]

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. Такой маневр называют *гравитационным разворотом* (рис. 3.3, орбита *a*). Для каждой РН с ее массовыми и тяговыми характеристиками существует единственная орбита, применительно к которой может быть реализован гравитационный разворот. Именно благодаря минимизации расхода топлива на управление при таком развороте достигается высокое значение относительной конечной массы РКН.

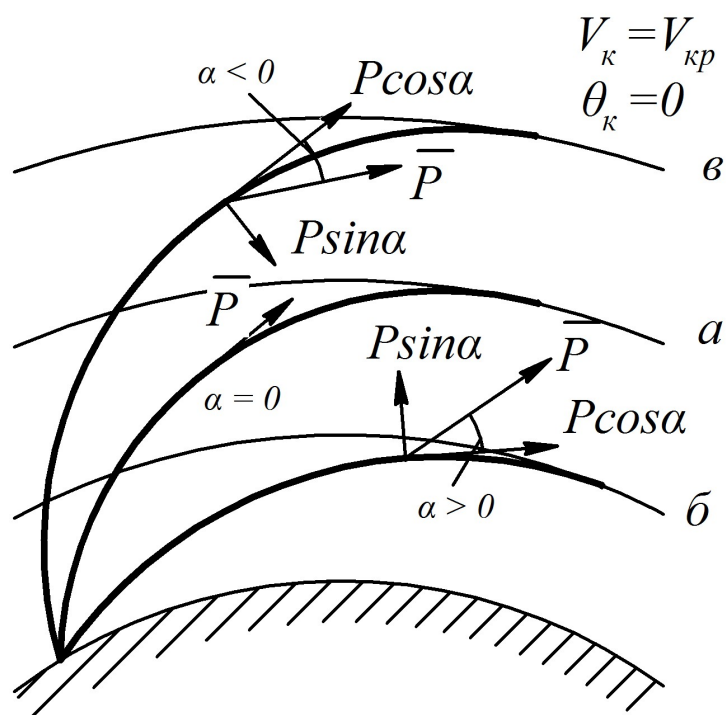


Рис. 3.3. Схемы управления вектором тяги по тангажу при выведении на орбиты с разными высотами активных участков [1]

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. 3.3, 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. 3.3, орбита в), при этом уменьшается проекция тяги на траекторию и соответственно масса полезной нагрузки. В обоих случаях появляются так называемые *потери на управление*.

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 (рис. 3.1, 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 «прямое выведение» на рабочую орбиту, т.е. без замкнутых участков траектории.

При *выведении на высокие орбиты* часто используются схемы с промежуточными орбитами (рис. 3.4). В этом случае сначала осуществляется выведение на опорную орбиту по одной из рассмотренных выше схем, а потом 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.

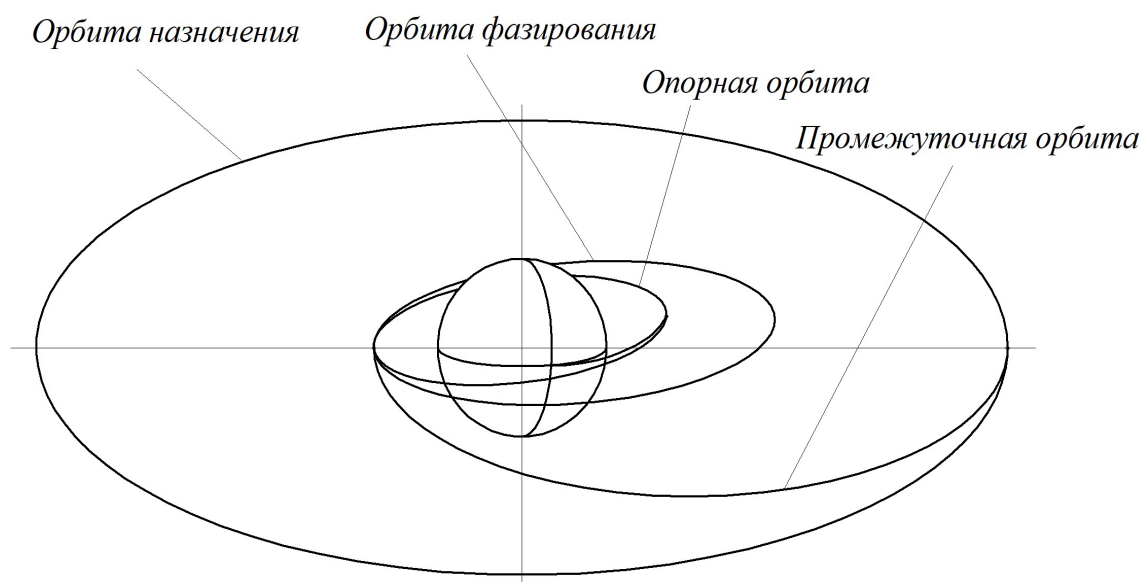


Рис. 3.4. Основные участки полета при выведении с промежуточными орбитами

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 энергии 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. 3.5), энер-

гетически выгодным является следующее распределение: в перигеи переходной орбиты изменение наклона плоскости переходной орбиты составляет $\sim 3^\circ$, а в апогее 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.

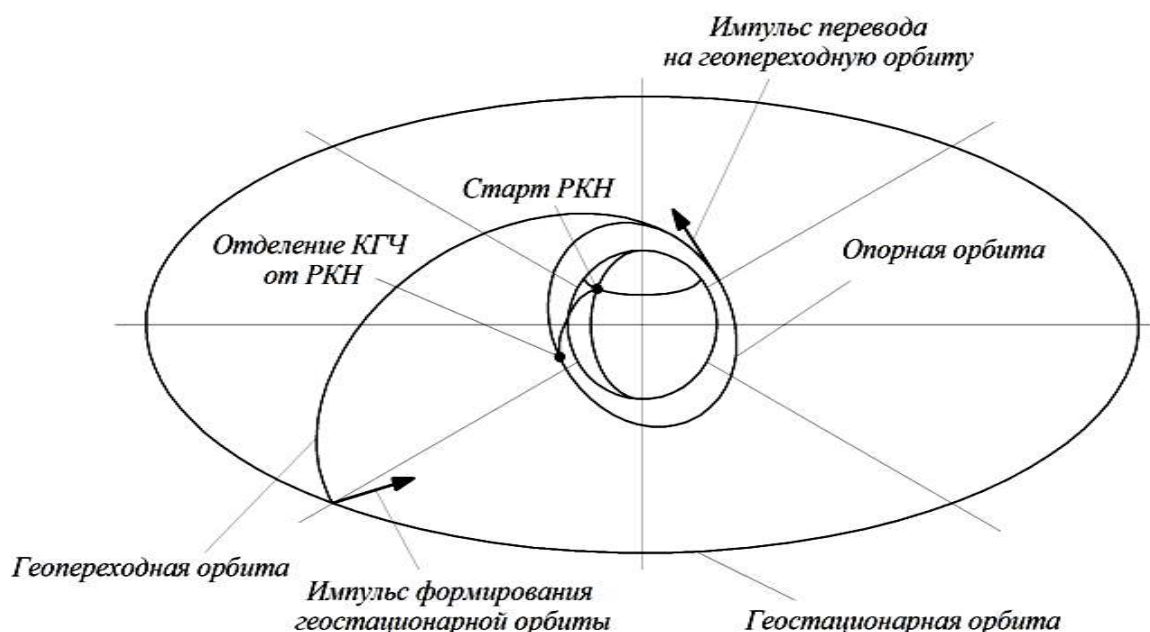


Рис. 3.5. Характерная двухимпульсная схема выведения на ГСО

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.

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 введены в эксплуатацию разгонные блоки «Бриз-М» и «Фрегат». При использовании разгонных блоков «Д» и «Бриз-М» реализуются двухимпульсные схемы выведения, подобные приведенной на рис. 3.5, 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. 3.6).

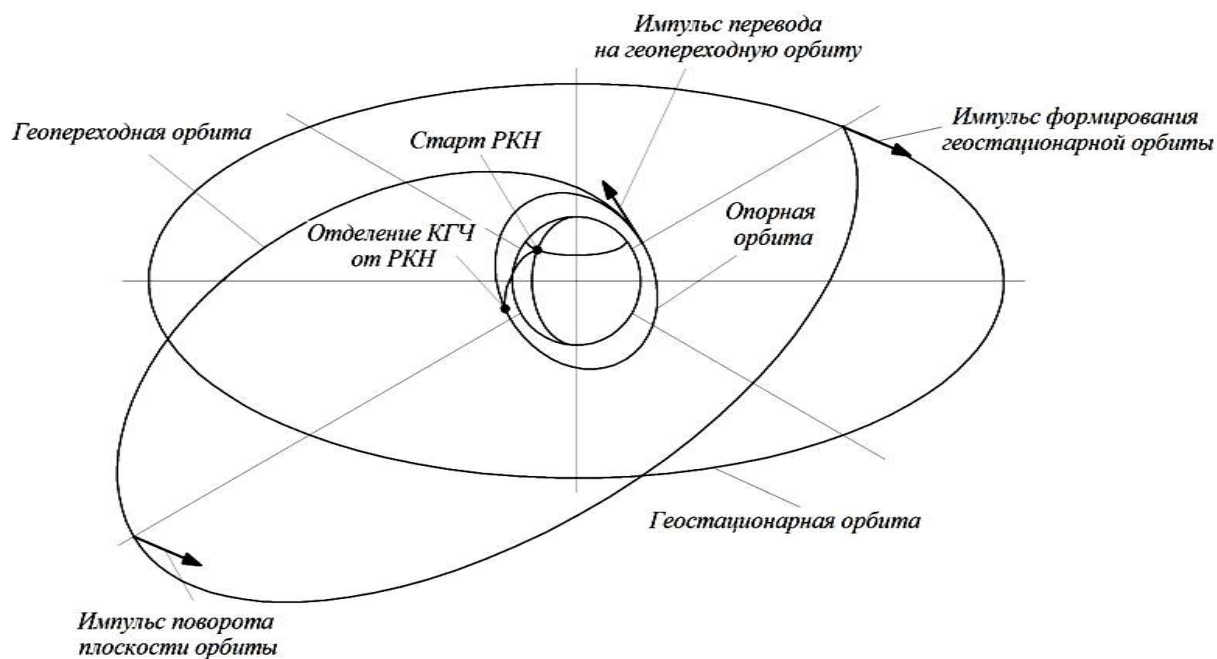


Рис. 3.6. Вариант «биэллиптической» схемы перелета на ГСО

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 двигательной установки 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 двигательной установки полезного груза.

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:

1) первая схема предполагает, что все КА (установленные на РН) выводятся в одну точку орбиты, т.е. отделяются от РН прак-

тически одновременно, а затем с помощью собственных ДУ переходят на свои рабочие позиции;

2) 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 выведения, допускающей эту операцию из условия безопасности для основной полезной нагрузки.

Азимут пуска. 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 на территориями других государств.

Формирование орбиты в этом случае – это процесс совместного определения параметров программы угла тангажа и азимута пуска. В проектно-баллистическом анализе допускается раздельное приближенное их определение с использованием уравнения для векторной суммы скоростей (во вращающейся системе координат) в точке старта (рис. 3.7). На этом рисунке приняты следующие обозначения: A – азимут пуска; V_{ω} – скорость точки

старта (стартового комплекса), определяемая вращением Земли; φ_c – геоцентрическая широта точки старта; $\psi = \arcsin(\cos i / \cos \varphi_c)$ – в угол между вектором орбитальной скорости \bar{V}_0 и направлением на север N , где i – наклонение орбиты; V_k – конечная скорость РКН; $v_{0к}$ – конечная орбитальная скорость.

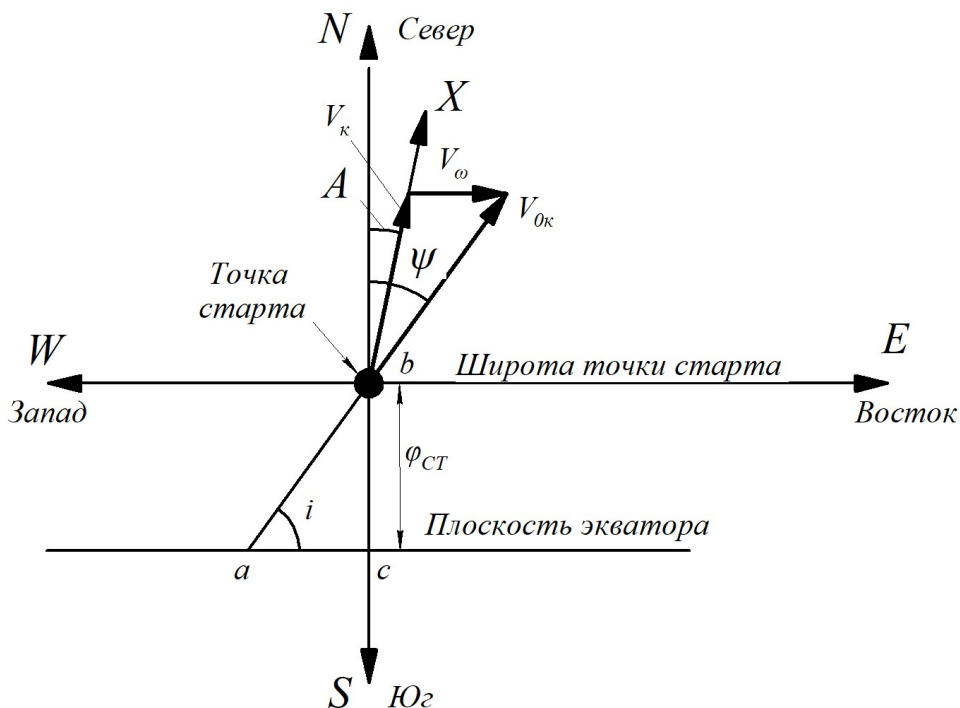


Рис. 3.7. Формирование вектора конечной орбитальной скорости при фиксированном азимуте пуска

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:

$$A = \arcsin\left(\frac{\cos i}{\cos \varphi_c}\right).$$

Из данного выражений следует, что при выведении без бокового маневра, т.е. при сохранении неизменной плоскости пуска, наклонение орбиты не может быть меньше географической ши-

роты 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, 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.

3.2 Конечная скорость ракеты и основные проектно-баллистические параметры

3.2.1 Приближенный расчет конечной скорости ракеты

Ключевым сочетанием параметров, определяющих возможность применения РКН по назначению, является определенное для конкретной орбиты назначения сочетание величины и направления скорости в конце активного участка.

Дифференциальные уравнения, определяющие скорость v и θ направление скорости РКН, учитывающие только основные силы, действующие на РКН, представляются ниже в известном из теории движения виде [1]:

$$\begin{aligned} \frac{dv}{dt} &= \frac{P - X}{m} \cos \alpha - g \sin \theta, \\ v \frac{d\theta}{dt} &= \frac{P - X}{m} \sin \alpha - g \cos \theta, \end{aligned} \quad (3.1)$$

где v – текущая скорость РКН; m – текущая масса РКН; P – тяга двигателя; X – продольная аэродинамическая сила; θ – траекторный угол (угол наклона касательной к траектории относительно горизонта); $\alpha = \vartheta - \theta$ – угол атаки (угол между продольной осью ракеты и вектором скорости), где ϑ – угол тангажа (угол между продольной осью ракеты и местной горизонтальной плоскостью); g – ускорение силы притяжения.

Пусть тяга изменяется с высотой по следующему закону

$$P = P_0 + S_a(p_0 - p).$$

Тяга достигает максимального значения при $p = 0$, т.е. в пустоте:

$$P_{II} = P_0 + S_a p_0.$$

Здесь P_0 – тяга двигателя у поверхности Земли; S_a – площадь выходного сечения сопла; p_0 – давление атмосферы у поверхности Земли (т.е. на высоте $h = 0$); p – давление атмосферы на произвольной высоте.

Сила сопротивления воздуха определяется выражением

$$X = \frac{\rho v^2}{2} c_x S,$$

где $q = \frac{\rho v^2}{2}$ – скоростной напор; ρ – плотность воздуха в заданной точке траектории; c_x – коэффициент лобового сопротивления; S – площадь миделя.

Рассмотрим структурный состав скорости, исходя из первого уравнения системы (3.1):

$$dv = \left(\frac{P}{m} - g \sin \theta - \frac{X}{m} \right) dt. \quad (3.2)$$

Введем следующие обозначения [13]:

$$\mu = \frac{m}{m_0}, \quad (3.3)$$

$$T = \frac{m_0}{\dot{m}}, \quad (3.4)$$

$$w'_0 = \frac{P_0}{\dot{m}}, \quad (3.5)$$

$$w'_n = \frac{P_{II}}{\dot{m}}, \quad (3.6)$$

$$p_m = \frac{G_0}{S}, \quad (3.7)$$

$$P_{y\partial 0} = \frac{P_0}{\dot{m}g}, \quad (3.8)$$

$$P_{y\partial n} = \frac{P_{II}}{\dot{m}g}. \quad (3.9)$$

Из (3.3) и (3.4) вытекают соотношения

$$\mu = \frac{m}{m_0} = \frac{m_0 - \dot{m} \cdot t}{m_0} = 1 - \frac{t}{T},$$

$$t = T(1 - \mu), \quad T = \frac{t}{1 - \mu}.$$

В этих выражениях [13]:

μ – безразмерный коэффициент, характеризующий относительную массу ракеты, т.е. показывающий, какую долю первоначальной массы m_0 сохраняет ракета в рассматриваемый момент времени t . Величина μ теоретически изменяется в пределах от 1 до 0. В момент старта $\mu = 1$, в момент выключения двигателя $\mu = \mu_K$.

T – идеальное время, т.е. время работы двигателя такой «идеальной» ракеты, у которой конечное значение $\mu_K = 0$. Другими словами, T – время, в течение которого при данном постоянном

секундном расходе \dot{m} сгорело бы количество топлива, равное по массе стартовой массе ракеты m_0 .

w'_0 – фиктивная скорость истечения продуктов сгорания у земли, вычисляется как отношение абсолютной тяги у земли (за вычетом потерь на управление) к секундному расходу массы.

w'_n – фиктивная скорость истечения продуктов сгорания в безвоздушном пространстве, вычисляется как отношение абсолютной тяги в пустоте (за вычетом потерь на управление) к секундному расходу массы.

Под секундным расходом массы понимается суммарный расход всех компонентов, участвующих в уменьшении массы ракеты. В данной лабораторной работе будем считать его постоянным (т.е. $\dot{m} = const$).

p_m – начальная нагрузка на мидель, или поперечная нагрузка, стартовый вес, приходящийся на единицу площади наибольшего поперечного сечения ракеты.

$P_{y\partial 0}$ – удельная тяга на земле,

$P_{y\partial n}$ – удельная тяга в пустоте.

$G_0 = m_0 g$ – стартовый вес ракеты.

Из выражений (3.5) и (3.8) можно получить

$$w'_0 = gP_{y\partial 0} \text{ и, аналогично, } w'_n = gP_{y\partial n}.$$

Из выше указанных выражений для секундного расхода можно получить

$$\dot{m} = \frac{P_0}{gP_{y\partial 0}},$$

Откуда

$$T = \frac{m_0 g P_{y\partial 0}}{P_0} = \frac{G_0 P_{y\partial 0}}{P_0} = v_0 P_{y\partial 0},$$

где $v_0 = \frac{G_0}{P_0}$ – стартовая нагрузка на тягу, т.е. отношение начального веса ракеты к тяге на поверхности Земли.

Первый член уравнения (3.1) можно представить в виде

$$\frac{P}{m} = \frac{P_{II} - (P_{II} - P_0) \frac{P}{P_0}}{m_0 \mu} = \frac{\left[w'_n - (w'_n - w'_0) \frac{P}{P_0} \right] \cdot \dot{m}}{m_0 \mu}, \quad (3.10)$$

второй член – в виде

$$\frac{X}{m} = \frac{g q c_x S}{G_0 \mu}. \quad (3.11)$$

Если подставить (3.10) и (3.11) в (3.2) и проинтегрировать полученное уравнение в пределах от $v_0 = 0$ до v и от $\mu_0 = 1$ до μ , а потом поменять местами нижний и верхний пределы интегрирования с соответствующим изменением знаков, то получим

$$v = -w'_n \ln \mu - (w'_n - w'_0) \int_{\mu}^1 \frac{P}{P_0} \frac{d\mu}{\mu} - T \int_{\mu}^1 g \sin \theta d\mu - \frac{g T}{P_m} \int_{\mu}^1 \frac{c_x q}{\mu} d\mu. \quad (3.12)$$

Полученное выражение справедливо для любого момента времени.

Если отнести его к концу активного участка траектории первой ступени, то вместо текущего значения μ мы должны будем использовать конечное его значение μ_K , а интегралы должны быть взяты в пределах от μ_K до 1:

$$v_K = -w'_n \ln \mu_K - (w'_n - w'_0) \int_{\mu_K}^1 \frac{P}{P_0} \frac{d\mu}{\mu} - T \int_{\mu_K}^1 g \sin \theta d\mu - \frac{g T}{P_m} \int_{\mu_K}^1 \frac{c_x q}{\mu} d\mu. \quad (3.13)$$

Обозначим интегралы

$$I_1 = \int_{\mu_K}^1 g \sin \theta d\mu,$$

$$I_2 = \int_{\mu_K}^1 \frac{c_x q}{\mu} d\mu,$$

$$I_3 = \int_{\mu_K}^1 \frac{p}{P_0} \frac{d\mu}{\mu}.$$

Тогда (3.13) примет вид

$$v_K = -w'_n \ln \mu_K - T \cdot I_1 - \frac{g T}{P_m} I_2 - (w'_n - w'_0) \cdot I_3. \quad (3.14)$$

Для практической работы более удобно использовать несколько другое выражение, которое получается из (3.14), используя (3.5), (3.6) и (3.8), (3.9):

$$v_K = -g_0 P_{y\partial n} \ln \mu_K - v_0 \cdot P_{y\partial 0} \cdot I_1 - \frac{g v_0 P_{y\partial 0}}{P_m} I_2 - g (P_{y\partial n} - P_{y\partial 0}) \cdot I_3$$

или

$$v_K = -g P_{y\partial n} \ln \mu_K - \Delta v_1 - \Delta v_2 - \Delta v_3, \quad (3.15)$$

$$\text{где } \Delta v_1 = v_0 \cdot P_{y\partial 0} \cdot I_1;$$

$$\Delta v_2 = \frac{g v_0 P_{y\partial 0}}{P_m} I_2;$$

$$\Delta v_3 = g (P_{y\partial n} - P_{y\partial 0}) \cdot I_3.$$

Выражение (3.15) является основным для приближенного вычисления скорости ракеты при разгоне на атмосферной части активного участка. Приближенный метод вычисления интегралов I_1, I_2, I_3 приведен в [4].

Первый член в (3.15) представляет собой скорость, приобретенную ракетой, движущейся в безвоздушном пространстве при отсутствии каких-либо внешних воздействий. Эта скорость совпадает со скоростью в первой задаче Циолковского. Ее называют *идеальной скоростью*, т.е. скорость, которую достигает ракета в

идеальных условиях. На практике вместо термина *идеальная скорость* конструкторами широко используется термин *характеристическая скорость*. Под характеристической скоростью понимают потребную для решения той или иной задачи идеальную скорость. Характеристическая скорость оценивается, исходя из потребной истинной скорости с добавлением ожидаемых потерь скорости на различные факторы.

Член Δv_1 определяет потери скорости на преодоление притяжения Земли. Эти потери называют *гравитационными потерями*. Они наиболее существенны среди всех потерь. Величины их определяются продолжительностью активного участка траектории, его формой и ходом изменения направления скорости. Наибольшие потери бывают при вертикальных траекториях; чем положе траектория, тем меньше гравитационные потери.

Член Δv_2 определяет *потери скорости на преодоление сопротивления атмосферы*. Эти потери формируются в основном до высот полета 25–30 км и поэтому мало зависят от размеров ракеты, количества ступеней, конечной скорости и высоты полета.

Член Δv_3 обусловлен разностью между тягой в пустоте и текущей тягой, т.е. недостатком тяги, а, следовательно, и удельной тяги (при фиксированном секундном расходе топлива) по сравнению с полетом в пустоте. Другими словами действие противодействия со стороны атмосферы снижает полную величину возможной статической добавки тяги S_{ap_a} и тем самым снижает скорость, которая могла бы быть достигнута при отсутствии этого противодействия. Величина потери скорости на этот эффект формируется до высот 25–30 км.

3.2.2 Основные проектные параметры

Конечная скорость зависит в явном виде от пяти характеристик ракеты, которые принято называть **основными проектными параметрами**:

– удельная тяга $P_{y\partial n}$ или удельный импульс тяги $I_{y\partial n} = g_0 \cdot P_{y\partial n}$ в пустоте;

– удельная тяга $P_{y\partial 0}$ или удельный импульс тяги $I_{y\partial 0} = g_0 \cdot P_{y\partial 0}$ у поверхности Земли;

– относительная конечная масса μ_K ;

– стартовая нагрузка на тягу v_0 ;

– стартовая нагрузка на мидель p_m .

Кроме того, на конечную скорость будут оказывать влияние функции, входящие в выражение для потерь скорости: $\theta(\mu)$, $C_x(\mu)$, $p(\mu)$ и $\mu(t)$. Эти функции еще называют **функциями управления** [1]. Следует также отметить, что в современной практике проектирования ракет вместо параметра v_0 часто используют параметр $n_0 = P_0/g_0 m_0 = 1/v_0$ – начальная тяговооруженность.

Для многоступенчатых ракет в число основных параметров входит также число ступеней N . Для многоступенчатой РКН конечная скорость определяется выражением [1]:

$$v_K = v_{K1} + v_{K2} + \dots + v_i + \dots + v_N,$$

где $v_{ki} = v_{хар i} - \Delta v_{1 i} - \Delta v_{2 i} - \Delta v_{3 i}$.

Выражения для составляющих i -й ступени будут подобны выражениям для составляющих выражения (3.15), а количество факторов, влияющих на конечную скорость, таким образом, увеличится в N (количество ступеней) раз.

Тогда в общем случае перечень независимых параметров и функций, определяющих конечную скорость, будет выглядеть следующим образом [1]:

- 1) N параметров $I_{y\partial}$, n_0 , p_M ;
- 2) $N - 1$ параметров μ_k ;
- 3) N функций $\theta(\mu)$, $C_x(\mu)$, $p(\mu)$, $\mu(t)$;
- 4) число N .

Необходимо отметить два важных свойства приведенных выше параметров и функций [1]:

1) эти параметры и функции в наибольшей степени влияют на конечную скорость РКН;

2) их совокупность при заданных исходных данных обеспечивает требуемые тактико-технические характеристики.

На предварительном этапе проектирования можно свести вышеуказанный список параметров и функций к более короткому, исключив из него нагрузку на мидель P_M и функции $C_x(\mu)$ и $p(\mu)$, ввиду их незначительного влияния на конечную скорость по сравнению с другими параметрами. Тогда получим следующий перечень проектных параметров и функций:

- 1) N параметров $I_{y\partial}$, n_0 ;
- 2) $N - 1$ параметров μ_k ;
- 3) N функций $\theta(\mu)$, $\mu(t)$;
- 4) число N .

В тех случаях, когда тяга двигателя полагается постоянной по времени, из этого перечня нужно исключить функцию $\mu(t)$, так как она определяется при фиксированном удельном импульсе тяги $I_{y\partial}$ величиной начальной тяговооруженности [1]:

$$\mu = \frac{m}{m_0} = \frac{m_0 - \dot{m} \cdot t}{m_0} = 1 - \frac{g_0 m_0 n_0}{m_0 I_{y\partial}} t = 1 - \frac{g_0 n_0}{I_{y\partial}} t.$$

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.

Помимо основных проектных параметров в перечень независимых переменных, влияющих в той или иной степени на тактико-технические характеристики РКН, входят и другие параметры. Например, 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. Таковую группу параметров принято называть в таком случае *дополнительными исходными данными* [1].

3.3 Программы движения ракеты космического назначения

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 понимается относительная масса полезного груза [1].

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 понимается взаимосвязанные программы угла тангажа и режима работы двигателей [1].

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*) [1].

3.3.1 Программа угла тангажа

Среди факторов, определяющих величину скорости в конце активного участка, на первом месте по значимости находятся начальные тяговооруженности ступеней и программа угла тангажа, от которых зависит самая существенная часть потерь – гравитационные потери.

Конечная скорость ракеты, движущейся вертикально в поле тяготения, будет тем больше, чем больше начальная тяговооруженность ракеты. Максимальная конечная скорость достигается при бесконечной начальной тяговооруженности, что соответствует мгновенному сжиганию топлива. Это имеет простое объяснение: гравитационные потери тем меньше, чем быстрее проходит полет, продолжительность которого в значительной степени зависит от величины начальной тяговооруженности.

Минимально возможные гравитационные потери $\Delta v_I = 0$ 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.

Тогда влияние тяговооруженности будет проявляться в зависимости от изменения траекторного угла θ в функции времени (или μ) или от изменения угла тангажа (программы угла тангажа), связанного с траекторным углом через угол атаки α :

$$\varphi = \alpha + \theta. \quad (3.16)$$

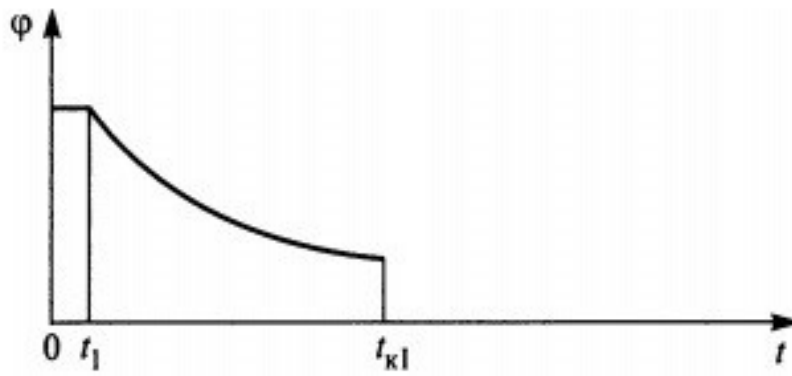
На атмосферном участке движения первых ступеней многоступенчатых РКН для проектно-баллистического анализа на начальных стадиях проектирования может быть рекомендована близкая к оптимальной программа угла тангажа в следующем виде (рис. 3.8а):

$$\begin{aligned} \varphi &= \frac{\pi}{2}, & 0 \leq t \leq t_0; \\ \varphi &= \varphi_K + \frac{\frac{\pi}{2} - \varphi_K}{(t_K - t_0)^2} (t_K - t)^2, \\ t_0 &\leq t \leq t_K, \end{aligned} \quad (3.17)$$

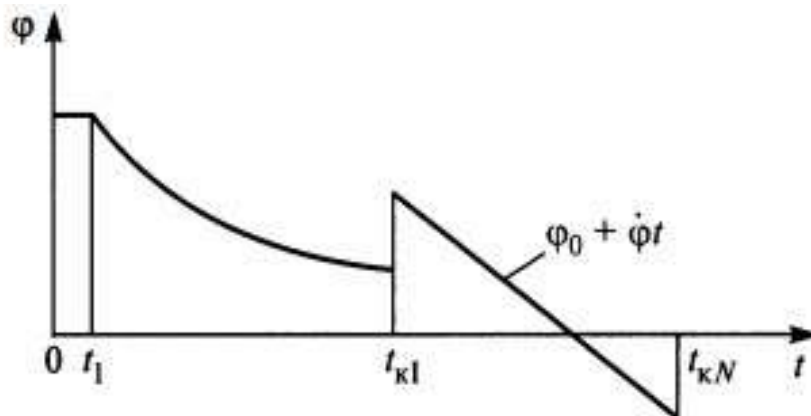
где t_0 и t_K – начало отработки угла тангажа и время конца участка соответственно; φ_K – угол тангажа в конце участка.

Для последующих (начиная со второй) ступеней многоступенчатых РКН оптимальная программа угла тангажа с достаточно большой точностью может быть представлена в виде линейной зависимости (рис. 3.8б):

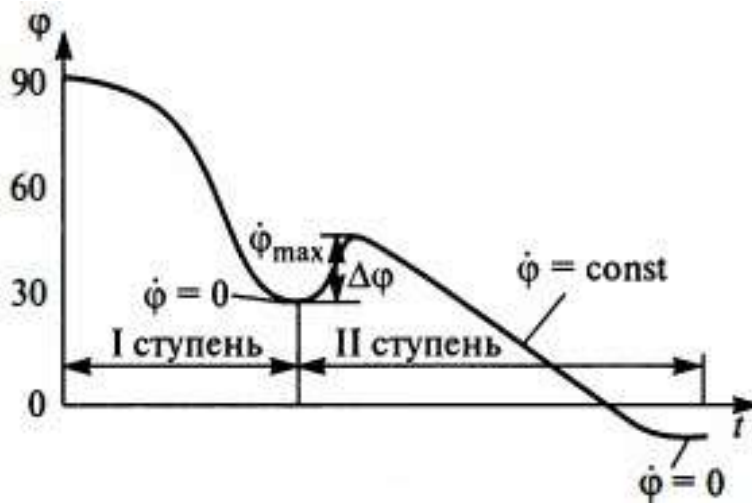
$$\varphi = \varphi_0 + \dot{\varphi} \cdot t.$$



a



б



в

Рис. 3.8. Программа угла тангажа

Возможности выбора программы угла тангажа в большой степени связаны с упомянутыми ранее ограничениями. На рис. 3.8в представлена приближенная к реальной программа угла тангажа, которая характеризуется «сглаживанием» зависимостей,

представленных на рис. 3.8а и 3.8б для удовлетворения ограничительных требований.

Из графика на рис. 3.8в видно, что 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 максимальной 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.

Приведем более общий перечень ограничений для ракеты с вертикальным стартом [1]:

- вертикальный старт и определенная продолжительность вертикального полета;
- нулевые углы атаки в районе скоростей полета, близких к звуковым с числом Маха от 0,7 до 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.

3.3.2 Программа угла атаки

Из ограничений, накладываемых на программу угла тангажа, видно, что ряд ограничений связаны с изменением угла атаки в процессе полета РКН в атмосфере. В таком случае можно говорить не о выборе программы угла тангажа, а о выборе программы угла атаки, которые связаны соотношением (3.16).

Следовательно, можно рассматривать ограничения на программу угла атаки [1]:

- 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 должны обеспечиваться перед разделением и в момент разделения.

Перечисленные условия могут быть выполнены при соответствующих значениях угла атаки в следующей программе [1]:

$$\begin{aligned}
 \alpha &= 0 \text{ при } M < M_1 = 0,05 \dots 0,15; \\
 \alpha &= \bar{\alpha}K(K - 2) \text{ при } M \geq M_1; \\
 K &= 2 \exp(a(M_1 - M));
 \end{aligned}
 \tag{3.18}$$

где $\bar{\alpha}$ – предельное значение угла атаки на дозвуковом участке траектории; a – постоянный коэффициент, который выбирается

таким, чтобы при числе Маха $M=0,6...0,8$ угол атаки становился практически равным нулю ($\alpha \approx 5$).

Как видно из (3.18), программа угла атаки, по существу, зависит от одного параметра – предельного значения угла атаки $\bar{\alpha}$. Эта зависимость задает угол в виде кривой (рис. 3.9), 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.

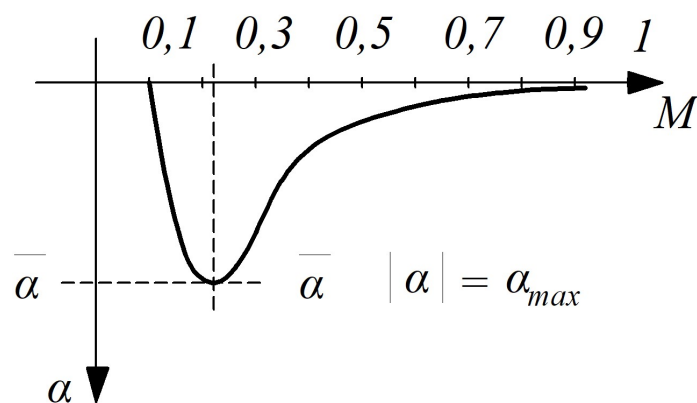


Рис. 3.9. Зависимость угла атаки от числа

На рис. 3.10 показаны зависимости траекторного угла от времени, конечное значение которого θ_{kl} зависит исключительно от предельного значения угла атаки $\bar{\alpha}$. Чем больше $\bar{\alpha}$, тем более пологая траектория реализуется. Из приведенных графиков следует прямая связь между предельным значением угла атаки и конечным траекторным углом, что позволяет использовать в проектно-баллистическом анализе как свободный параметр только один из них.

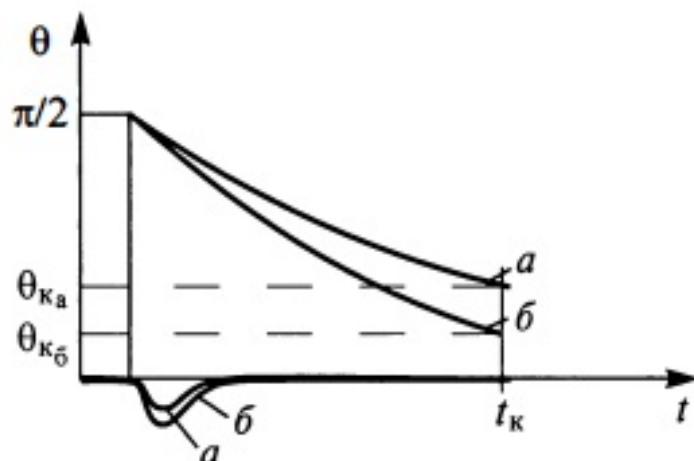


Рис. 3.10. Характер взаимной зависимости углов атаки и тангажа [1]

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 ($\varphi_0, \dot{\varphi}$), 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 θ_{K1} 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 (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 (уменьшением уровня тяги двигателя) в соответствующие моменты времени [1].

3.3.3 Программа режима работы двигательной установки

Первые поколения жидкостных ракетных двигателей 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 определенной *степени (или коэффициенте) дросселирования* – отношение используемой величины тяги к номинальному ее значению:

$$K_{\text{др}} = \frac{P}{P_{\text{ном}}}.$$

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

$$K_{\text{др}} = \frac{\dot{m}(t)}{\dot{m}_{\text{ном}}(t)}, \quad (3.19)$$

которое называют *программой режима работы двигательной установки*.

Под дросселированием здесь понимается не только режим перехода двигателей на уменьшенный расход топлива, но также и выключение части двигателей многодвигательной двигательной установки. 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 [1]

$$I_{y\delta} = I_{y\delta}(K_{\text{др}}),$$

например,

$$I_{y\delta} = I_{y\delta} - \dot{I}_{y\delta}(1 - K_{\text{др}}),$$

где $\dot{I}_{y\delta}$ – производная изменения удельного импульса тяги по величине $(1 - K_{\text{др}})$.

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 практиче-

ский 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. Применительно к программе режимов работы двигательной установки оптимальной будет представляться последовательность режимов на максимальной и минимальной тягах (включая случай равенства минимальной тяги нулю). Из множества возможных вариантов такой последовательности для практики представляют интерес три варианта, представленные на рис. 3.11.

Реализация представленных программ зависит от двух основных факторов:

- 1) высоты орбиты выведения;
- 2) 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. 3.11а);
- по мере увеличения высоты выведения более приемлемой становится режим с дросселированием тяги после режима номинальной тяги (рис. 3.11б);

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. 3.11в).

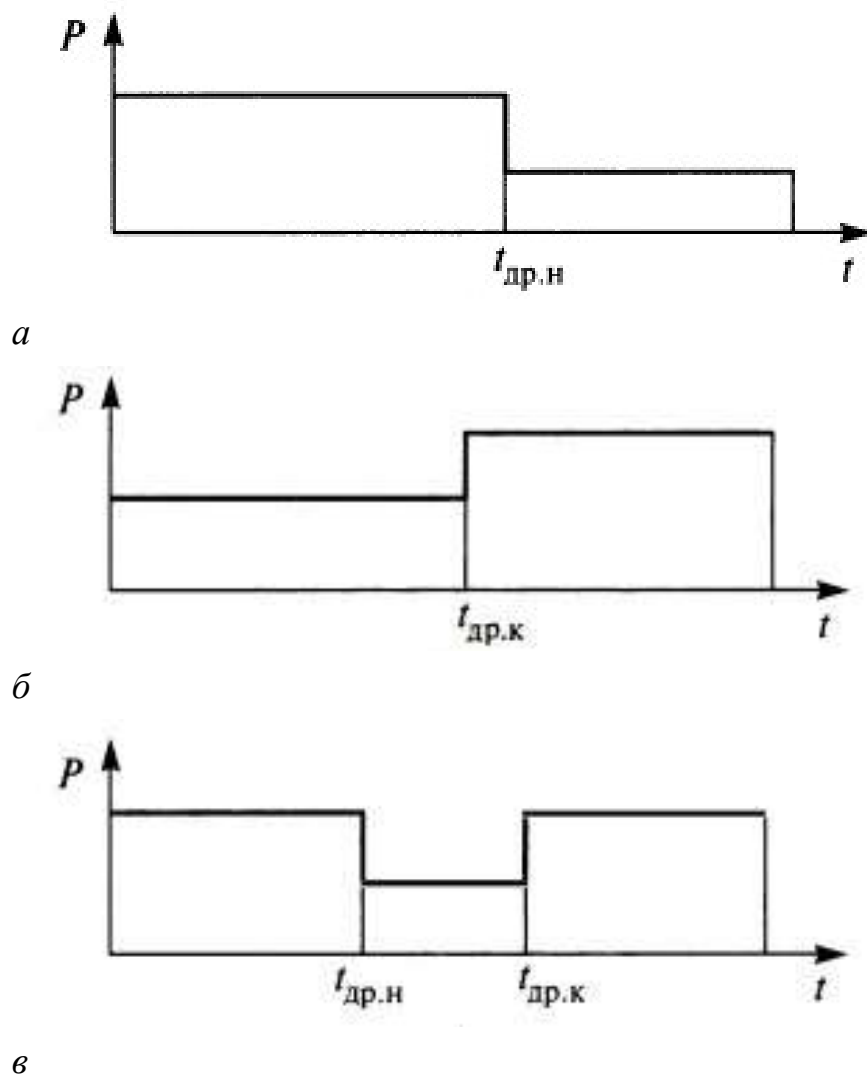


Рис. 3.11. Варианты циклограмм двигательной установки с дросселированием тяги [1]. $t_{др.н}$ и $t_{др.к}$ – время начала и конца дросселирования

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 двигательных установок параллельно работающих ускорителей. Специфика использования дросселирования встречается при выборе режима работы двигателей второй ступени. На практике интерес представляет режим работы, представленный на рис. 3.11б.

3.4 Постановка задачи о выборе основных проектных параметров

Задача о выборе основных проектных параметров состоит в том, чтобы найти такое сочетание основных проектных параметров, которые бы удовлетворяли тактико-техническим характеристикам и соответствовали оптимальному значению заданного критерия эффективности.

В работе [1] дана более полная и строгая постановка *задачи о выборе основных проектных параметров*: *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 (макс-*

симальная перегрузка, тип используемых ДУ, зоны падения отработавших ракетных блоков и т.п.), и сообщает при этом экстремальное значение критерию эффективности РКН.

Исходя из основных положений системного подхода, при выборе критерия эффективности следует ориентироваться на численные показатели, обеспечивающие наивысшую эффективность космического ракетного комплекса, в состав которого войдет разрабатываемая РКН.

С этой точки зрения эффективность РКН выражается, в первую очередь, экономическими показателями – экономический эффект от применения новой техники. Этот критерий должен учитывать [1]:

- 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 сложной задачей.

Проблема оценки эффективности РКН осложняется еще и тем, что в современных условиях разработка абсолютно новой РКН является довольно редким явлением. В современной практике обычно ставится задача о развитии имеющихся РКН за счет

их модернизации или задача о создании семейства РКН и соответствующих КРК [1].

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 [1]:

– суммарная стоимость выполнения программы запусков КА, выполняемых в национальных интересах, существующими и вновь создаваемыми РКН;

– прибыль от коммерческой эксплуатации разрабатываемых РКН.

Если ставится задача о разработке новой РКН по техническому заданию, не связанному с другими существующими или создаваемыми РКН, можно использовать в качестве критерия эффективности стоимость программы пусков $C_{пр}$.

Стоимость программы пусков представляется в виде [1]:

для одноразовых РН $C_{пр} = C_{раз} + n \cdot C_{изг} + n \cdot C_{экс}$,

для многоразовых РН $C_{пр} = C_{раз} + m \cdot C_{изг} + n \cdot C_{экс}$,

где n – число пусков; m – количество многоразовых РН, необходимое для реализации программы пусков; $C_{раз}$ – стоимость разработки и испытания РКН; $C_{изг}$ – стоимость изготовления РКН; $C_{экс}$ – стоимость эксплуатации при одноразовом запуске.

Важной экономической характеристикой РН является удельная стоимость выведения полезного груза

$$C_{уд} = \frac{C_n}{m_{ПН}},$$

где $C_n = C_{изг} + C_{экс}$, $m_{ПН}$ – масса полезного груза.

Наряду с этими критериями широко используются на практике критерий массовой отдачи (относительная масса полезного груза), который характеризует эффективность использования стартовой массы m_0

$$\mu_{ПН} = \frac{m_{ПН}}{m_0}.$$

Этот критерий согласуется с экономическими критериями в условиях, когда сравниваемые варианты РН подобны по конструктивному исполнению и технологии обслуживания.

Выбор основных проектных параметров часто производится в такой последовательности [1]:

1) Из анализа технического анализа с учетом опыта проектной организации и отрасли намечается область потенциально перспективных концепций (включающих параметры, относящиеся к основным, т.е. число ступеней и топливо).

2) 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.

3.5 Влияние основных проектных параметров на конечную скорость ракеты

Довольно сложный процесс выбора оптимальных значений основных проектных параметров можно облегчить, если уменьшить их число. Однако перед тем как это сделать, необходимо установить влияние каждого из них на скорость и дальность по-

лета ракеты. Для ракет космического назначения важным является, в первую очередь, степень влияния проектных параметров на скорость ракеты в конце активного участка полета.

Характер и степень зависимость скорости v от проектных параметров μ , $J_{y\partial 0}$, $J_{y\partial n}$, p_m и v_0 можно установить, изменяя в каждом случае один из них и оставляя другие постоянными [3].

Величина μ входит во все составляющие скорости. С уменьшением μ растет идеальная скорость (первый член выражения 3.15), а также все поправки к скорости. Общий характер изменения скорости ракеты определяет логарифмическая зависимость идеальной скорости $v = f(\ln(\mu))$. Поправки к скорости к концу активного участка растут медленнее, чем идеальная скорость.

Удельный импульс тяги $J_{y\partial}$ оказывает влияние на все четыре составляющие скорости. С увеличением $J_{y\partial}$ все составляющие скорости растут. Однако необходимо учитывать, что наибольший вклад в рост скорости вносит первый член в выражении (3.15), т.е. идеальная скорость. Поэтому с ростом $J_{y\partial}$, несмотря на то, что все поправки растут, текущее и конечное значение скорости ракеты все равно будет увеличиваться. Однако с увеличением $J_{y\partial}$ не все так однозначно. Удельный импульс тяги пропорционально зависит от скорости истечения газов из сопла двигателя w [3]

$$J_{y\partial} = \frac{P}{\dot{m}} = w + \frac{S_a}{\dot{m}}(p_a - p_h),$$

которая, в свою очередь, зависит от давления в камере сгорания p_0 [3]. Повышение давления p_0 приводит к увеличению температуры в камере сгорания, что ведет к росту скорости истечения газов из сопла двигателя w , а, следовательно, удельного импульса тяги $J_{y\partial}$. Однако повышая давление в камере сгорания двигателя, мы увеличиваем массу конструкции двигателя (двигательной ус-

тановки) и конструкции ракеты в целом [3]. Это, свою очередь, исходя из формулы Циолковского, приводит к уменьшению конечной скорости ракеты.

Особое значение имеет удельный импульс тяги в пустоте $J_{уд\ n}$, так как он входит в формулу Циолковского, и, кроме того, входит в выражение для Δv_3 . С ростом этого параметра существенно увеличивается текущая и конечная скорость ракеты.

Нагрузка на мидель p_m входит только в выражение для Δv_2 . С повышением p_m уменьшается поправка Δv_2 , а, следовательно, увеличивается скорость ракеты. Физически это объясняется уменьшением площади поперечного сечения ракеты, которая приводит к уменьшению аэродинамического сопротивления. Следует отметить, что p_m не входит в выражение для идеальной скорости, а, значит, мало влияет на конечную скорость ракеты.

Стартовая нагрузка на тягу v_0 также не входит в выражение для идеальной скорости, поэтому ее влияние на текущее и конечное значения скорости мало. Однако этот параметр оказывает существенное влияние на силу тяги двигательной установки, на массу двигателя и массу конструкции [3].

Параметр v_0 входит в две поправки к скорости Δv_1 и Δv_2 (см. формулу 3.15). Увеличение v_0 приводит к пропорциональному увеличению Δv_1 . Это объясняется тем, что с повышением v_0 увеличивается время полета ракеты на активном участке траектории, если при этом другие параметры не изменяются. С увеличением времени полета на активном участке растут гравитационные потери Δv_1 .

Немного сложнее обстоит дело с влиянием параметра v_0 на аэродинамические потери Δv_2 . Если посмотреть на формулу для Δv_2

$$\Delta v_2 = \frac{v_0 \cdot I_{y\partial 0}}{P_m} I_2,$$

то можно сделать вывод о том, что увеличение v_0 приводит к увеличению Δv_2 . Однако на деле все, наоборот: с увеличением v_0 потери Δv_2 уменьшаются. Объясняется это следующим образом. С увеличением v_0 растет время полета ракеты на активном участке

$$t_k = \frac{v_0 \cdot I_{y\partial 0}}{g} (1 - \mu_k).$$

Чем больше время полета на активном участке, тем меньше траектория полета будет пролегать в плотных слоях атмосферы. В этом случае ракета будет пролетать плотные слои атмосферы с малой скоростью, а основную скорость будет набирать в разреженных слоях атмосферы. Поэтому потери скорости на преодоление аэродинамических сил сопротивления Δv_2 будут уменьшаться.

В формуле для Δv_2 противоречий нет, так как с ростом v_0 уменьшается скоростной напор q , входящий в интеграл I_2 . Причем уменьшение величины q будет сильнее, чем увеличение параметра v_0 .

Потери скорости Δv_3 , связанные с уменьшением силы тяги из-за наличия давления окружающей среды, также будут уменьшаться с ростом параметра v_0 [3], так как большая часть траектория будет пролегать в разреженных слоях атмосферы.

Таким образом, получаем, что с ростом v_0 поправка к скорости Δv_1 увеличивается, а поправки к скорости Δv_2 и Δv_3 уменьшаются. Идеальная скорость ракеты от v_0 не зависит. Тогда будем иметь максимум скорости для определенного значения v_0 – *баллистического оптимума* $v_{0 \text{ опт}}$ [2].

Однако следует отметить, что баллистический оптимум на реальной ракете не сможет обеспечить наибольший прирост скорости. У существующих ракет реальное значение параметра v_0 в несколько раз больше, чем его баллистический оптимум. Это связано с тем, что при малых значениях v_0 полет ракеты совершается с большим ускорением, в результате чего растут осевые нагрузки на ракету. Это приводит к росту массы конструкции, а, следовательно, увеличивается μ_k . Соответственно конечная скорость будет снижаться. Реальное значение v_0 принимается при совместном рассмотрении результатов баллистического и массового анализа [3].

3.6 Выбор оптимальной траектории выведения искусственного спутника на орбиту

3.6.1 Постановка задачи

Эффективность применения РКН в большой степени зависит от выбора формы ее траектории [13]. Неудачно выбранная траектория движения ракеты не позволяет в полной мере использовать ее возможности для выведения искусственных спутников на орбиту. Поэтому одним из главных вопросов теории движения ракеты, который является связующим звеном между конструкцией ракеты и выполняемой ею задачей, является вопрос о выборе формы траектории.

Основным фактором, определяющим форму траектории, является программа угла тангажа. Конкретный вид программы угла тангажа зависит от множества факторов. Можно выделить три основные группы факторов, оказывающих решающее влияние на вид функции $\varphi(t)$ [13]:

- 1) основные проектно-баллистические параметры ракеты, особенности ее конструкции и системы управления;
- 2) основные цели и задачи, поставленные перед полетом РКН;
- 3) ограничения, которым должна удовлетворять выбранная траектория.

Суть первой группы факторов состоит в том, что разным ракетам-носителям для выполнения одних и тех же задач требуются различные программы угла тангажа. Например, для выведения одинакового полезного груза на одну и ту же орбиту для двухступенчатых и трехступенчатых ракет-носителей требуются разные программы угла тангажа.

Вторая группа факторов говорит о том, что один и тот же ракет-носитель при выведении, например, различных полезных грузов на одинаковые орбиты или одного и того же полезного груза на разные орбиты будет иметь различные программы угла тангажа.

В третьей группе факторов речь идет о том, что на РКН могут быть наложены ограничения самой разной природы: ограничения на максимально допустимую величину угла атаки, на максимально допустимый скоростной напор, на величину угловой скорости программного разворота и т.п. Эти ограничения для одной и той же ракеты могут изменяться в зависимости от условий применения, например, от положения стартовой позиции и азимута пуска ракеты.

Ввиду того, что на выбор программы угла тангажа влияет такое количество факторов, нельзя выработать единый подход к выбору программы. Этот процесс индивидуальный и требует определенного опыта проектанта и инженерной интуиции. Однако можно выделить основные принципы, которым необходимо руководствоваться при выборе программы угла тангажа. Прежде всего, необхо-

димо в максимальной степени использовать массово-энергетические характеристики ракеты. Для ракеты-носителя это означает выведение максимальной массы полезного груза на орбиту с заданными параметрами. Этим бы и исчерпалась постановка задачи выбора программы угла тангажа, если масса полезного груза была единственным критерием эффективности применения ракеты-носителя. Помимо данного критерия для ракеты важной характеристикой является рассеивание.

Программой минимального рассеивания называется такая программа угла тангажа $\varphi(t)$, применение которой в условиях воздействия возмущающих факторов, включая погрешности приборов системы управления и погрешности реализации самой программы $\varphi(t)$, минимизирует дисперсию отклонения в дальности [13]. Рассеивание при заданной совокупности возмущений с заданными законами их распределения зависит от способа управления дальностью. Подробно эти вопросы освещены в работе [13].

Необходимо уметь решать задачи по выбору программ угла тангажа, обеспечивающих максимальную массу полезного груза на целевой орбите, или наилучшие характеристики по рассеиванию, либо оптимальное значение одного из этих критериев эффективности применения ракеты при соблюдении ограничений на другие.

3.6.2 Учет ограничений при выборе программы угла тангажа

Рассмотрим основные ограничения, которые необходимо учитывать при выборе программы угла тангажа. Указанные требования к программе угла тангажа приведены в работах [1, 13, 25].

1. Старт РКН должен происходить в вертикальном положении, и в течение некоторого промежутка времени ракета должна двигаться вертикально вверх. Вертикальный старт обеспечивает наилучшие условия предстартового обслуживания, минимальные нагрузки на конструкцию заправленной ракеты, минимальные боковые перемещения ракеты, которые могут быть на первых секундах полета. Продолжительность вертикального участка полета определяется временем, которое необходимо, чтобы органы управления оказались достаточно эффективными, а также, чтобы двигатели смогли выйти на расчетный режим работы. Обычно стараются делать вертикальный участок полета как можно короче, иначе резко возрастают потери скорости на преодоление гравитационных сил. Продолжительность вертикального полета ракеты колеблется в пределах от 2-3 секунд до 10-15 секунд.

2. Выбор программы угла тангажа осуществляется в предположении, что функции $\varphi(t)$, $\dot{\varphi}(t)$, $\ddot{\varphi}(t)$ являются непрерывными и имеют ограничения на функции $\dot{\varphi}(t)$ и $\ddot{\varphi}(t)$. Эти ограничения обусловлены возможностями приборов и органов управления. Разрыв функции $\varphi(t)$ противоречит физическому смыслу процесса, а разрыв функции $\dot{\varphi}(t)$ соответствует бесконечно большим управляющим моментам. Разрыв функции $\ddot{\varphi}(t)$ соответствует мгновенному изменению действующего момента, то есть угла отклонения руля.

3. Выбранная программа угла тангажа должна обеспечивать наименьшие поперечные перегрузки и изгибающие моменты, возникающие в конструкции ракеты. Данное требование задается в виде ограничения либо на величину программного аэродинамического момента, либо на величину произведения скоростного напора на угол атаки, либо в виде иного ограничения, обусловленного тре-

бованиями устойчивости движения, динамики конструкции, ее нагружения и прочности.

4. Выбранная программа угла тангажа должна обеспечивать нулевой угол атаки в области трансзвуковых скоростей ($M = 0,8 \div 1,2$). Это объясняется тем, что в данной области чисел Маха происходит резкое изменение аэродинамических коэффициентов, что негативно влияет на процесс управления и устойчивость движения ракеты.

5. Одним из важных ограничений является ограничение на скоростной напор и угол атаки в момент разделения ступеней ракеты. Это связано с тем, что наличие аэродинамических сил усложняет процесс надежного разделения ступеней и безударного удаления частей ракеты друг от друга.

6. Ограничение на момент сброса головного обтекателя, который предохраняет полезный груз от аэродинамического и температурного воздействия. С одной стороны, чем быстрее будет сброшен головной обтекатель после выполнения условия по скоростному напору, тем лучше. С другой стороны, сброс головного обтекателя, как и других частей ракеты, должен производиться в заданных районах.

7. Выбранная программа угла тангажа должна быть пригодной для максимального количества решаемых задач. Для РКН выбранная программа угла тангажа должна быть применима при выведении полезных грузов на орбиту с заданной высотой в точке выведения, но с различным периодом обращения (или высотой апоцентра) для различных масс полезного груза.

Помимо вышеуказанных ограничений могут быть и другие специфические ограничения, характерные для той или иной раке-

ты. Все они должны быть удовлетворены при проектировании конкретной ракеты.

3.6.3 Модельная задача о выборе программы угла тангажа при выведении полезного груза на заданную орбиту

Задача по определению программы угла тангажа $\varphi(t)$, с помощью которой реализуется выведение максимальной массы полезного груза на орбиту, является вариационной задачей. Ее решение с учетом всех ограничений является чрезвычайно сложной задачей. Однако можно сначала решить данную вариационную задачу с некоторыми упрощающими предположениями, а потом полученное решение использовать как начальный ориентир при решении задачи в реальных условиях полета. Другими словами, сначала решается **модельная задача** (при упрощенной модели задачи), а затем результаты ее решения с корректировками распространяются на реальную модель движения.

Вариационные задачи, связанные с выведением искусственного спутника Земли с помощью ракеты-носителя, были рассмотрены в работе [13].

Рассмотрим одну из модельных вариационных задач по выведению полезного груза на орбиту искусственного спутника Земли при минимальном расходе топлива ракеты.

Для данной задачи задается функционал в виде

$$I = \int_{t_0}^{t_k} \dot{m} dt \rightarrow \min . \quad (3.20)$$

Решение вариационной задачи приводится в предположении, что при движении ракеты аэродинамические силы отсутствуют и что поле земного притяжения является плоско-параллельным (рис. 3.12).

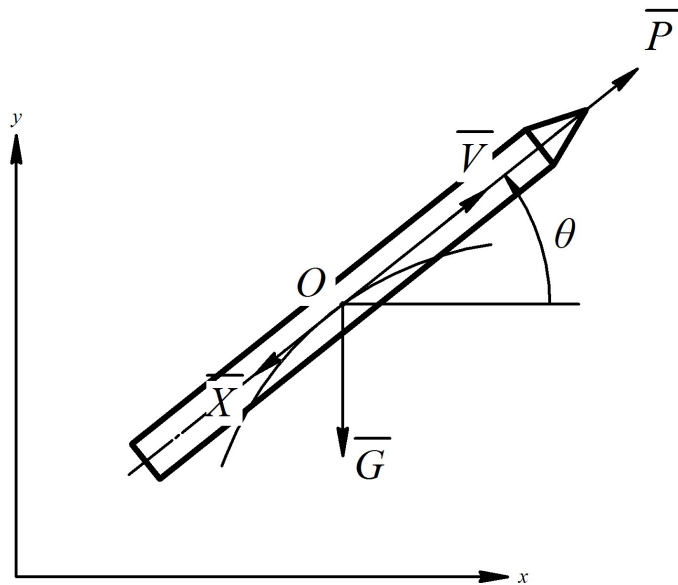


Рис. 3.12. Упрощенная модель движения ракеты

Основанием для первой гипотезы служит тот факт, что при выведении спутника на орбиту значительная часть траектории выведения будет лежать в высоких слоях атмосферы, где аэродинамические силы невелики. Замена центрального поля Земли плоско-параллельным возможна, если предположить, что протяженность траектории выведения невелика по сравнению с радиусом Земли.

Также будем считать, что тяга двигателя ракеты и удельный импульс тяги постоянны. В этом случае секундный расход топлива \dot{m} будет постоянен, и задача о минимальном расходе топлива эквивалентна задаче о минимальном времени выведения:

$$I = T = \int_{t_0}^{t_k} dt \rightarrow \min. \quad (3.21)$$

Уравнения движения ракеты в проекциях на оси прямоугольной системы координат имеют вид

$$\frac{dV_x}{dt} = \frac{P}{m} \cos \varphi, \quad (3.22)$$

$$\frac{dV_y}{dt} = \frac{P}{m} \sin \varphi - g, \quad (3.23)$$

$$\frac{dx}{dt} = V_x, \quad (3.24)$$

$$\frac{dy}{dt} = V_y. \quad (3.25)$$

Здесь $P = const$ – тяга двигателя, $m = m(t) = m_0 - \dot{m} \cdot (t - t_0)$ – текущая масса ракеты ($\dot{m} = const$).

Имеем следующие граничные условия:

$$\begin{aligned} x(t_0) = x_0, \quad y(t_0) = y_0, \quad V_x(t_0) = V_{x0}, \quad V_y(t_0) = V_{y0}, \\ x(t_k) = x_k, \quad y(t_k) = y_k, \quad V_x(t_k) = V_{xk}, \quad V_y(t_k) = V_{yk}. \end{aligned} \quad (3.26)$$

Таким образом, имеем вариационную задачу на условный экстремум с четырьмя дифференциальными связями:

$$q_1 = \frac{dV_x}{dt} - \frac{P}{m} \cos \varphi = 0, \quad (3.27)$$

$$q_2 = \frac{dV_y}{dt} - \frac{P}{m} \sin \varphi + g = 0, \quad (3.28)$$

$$q_3 = \frac{dx}{dt} - V_x = 0, \quad (3.29)$$

$$q_4 = \frac{dy}{dt} - V_y = 0. \quad (3.30)$$

Вариационная задача на условный экстремум, когда имеются дифференциальные связи вида

$$q_j = q_j(t, x(t), \dot{x}(t)),$$

решается как вариационная задача со вспомогательным функционалом [23, 24]

$$R = \int_{t_0}^{t_k} (F(t, x(t), \dot{x}(t)) + \sum_j \lambda_j(t) \cdot q_j(t, x(t), \dot{x}(t))) dt.$$

Здесь $F(t, x(t), \dot{x}(t))$ – подынтегральное выражение функционала I ; $x(t) = (x_i(t))^T$ – вектор неизвестных переменных функций; λ_j – неизвестные функции (множители Лагранжа); $i = 1..n$, где n – число переменных; $j = 1..k$, где k – число дифференциальных связей ($k < n$).

Для данной вариационной задачи на условный экстремум с функционалом (3.21) и дифференциальными связями (3.27 – 3.30) будем иметь вспомогательный функционал следующего вида

$$R = \int_{t_0}^{t_k} \left(1 + \lambda_1(t) \cdot \left(\frac{dV_x}{dt} - \frac{P}{m} \cos \varphi \right) + \lambda_2(t) \cdot \left(\frac{dV_y}{dt} - \frac{P}{m} \sin \varphi + g \right) + \lambda_3(t) \cdot \left(\frac{dx}{dt} - V_x \right) + \lambda_4(t) \cdot \left(\frac{dy}{dt} - V_y \right) \right) dt. \quad (3.31)$$

Здесь неизвестными переменными функциями являются $V_x(t)$, $V_y(t)$, $x(t)$, $y(t)$, $\varphi(t)$.

Система уравнений Эйлера для функционала (3.31) будет выглядеть следующим образом

$$\begin{aligned} -\lambda_3 - \dot{\lambda}_1 &= 0, \\ -\lambda_4 - \dot{\lambda}_2 &= 0, \\ \dot{\lambda}_3 &= 0, \\ \dot{\lambda}_4 &= 0, \\ \lambda_1 \cdot \frac{P}{m} \sin \varphi - \lambda_2 \cdot \frac{P}{m} \cos \varphi &= 0. \end{aligned}$$

Из этой системы дифференциальных уравнений получаем

$$\begin{aligned} \lambda_3 &= C_3, \\ \lambda_4 &= C_4, \\ \lambda_1 &= -C_3 \cdot t + C_1, \end{aligned}$$

$$\lambda_2 = -C_4 \cdot t + C_2,$$

$$\operatorname{tg}\varphi = \frac{\lambda_2}{\lambda_1} = \frac{-C_4 \cdot t + C_2}{-C_3 \cdot t + C_1}. \quad (3.32)$$

Таким образом, оптимальный закон изменения тангенса угла тангажа является дробно-линейной функцией. Оптимальная траектория полета ракеты получается интегрированием дифференциальных уравнений движения (3.22 – 3.25) с оптимальным законом угла тангажа (3.32). Неизвестные константы в (3.32) находятся из граничных условий (3.26).

В работе [22] рассмотрена вариационная задача по выбору программы угла тангажа, обеспечивающей максимальную горизонтальную скорость на заданной высоте. В результате решения было получено, что тангенс угла тангажа оптимальной программы является линейной функцией [22]

$$\operatorname{tg}\varphi = \operatorname{tg}\varphi_0 + C \cdot t.$$

3.6.4 Оптимальная программа угла тангажа при выведении максимального полезного груза на заданную орбиту

В результате решения различных задач в широком диапазоне значений основных проектно-баллистических характеристик ракет было установлено, что в условиях практического отсутствия атмосферы оптимальная программа угла тангажа близка к линейной зависимости от времени [13].

Поэтому будем считать, что оптимальная программа угла тангажа выбирается из семейства линейных программ, имеющих вид

$$\varphi = \varphi_0 + \dot{\varphi} \cdot t.$$

Учитывая результаты решения рассмотренной выше вариационной задачи и имея в виду основные требования и ограничения, накладываемые на выбор программы, получается стандартная схема, которая является решением с помощью численных методов многопараметрической экстремальной задачи с ограничениями типа равенств или неравенств [13].

1. Проводится расчет вертикального участка траектории до некоторого момента t_1 или до достижения определенного значения M_1 числа Маха (см. формулу 3.18). Эти параметры могут варьироваться при выборе траектории и потому рассматриваются как одни из свободных параметров.

2. Чтобы ракету на начальном участке траектории направить в сторону цели, необходимо совершить программный разворот и тем самым направить ее под некоторыми отрицательным углом атаки к цели так, чтобы к моменту при достижении чисел Маха $M = 0.7 - 0.8$ углы атаки свести практически к нулю и не допускать их появления до окончания полета первой ступени (для многоступенчатых носителей) или до выхода из плотных слоев атмосферы (для ракет одноступенчатых). Такому условию отвечает зависимость угла атаки от времени, представленная в подразделе 3.3.2 (см. формулу 3.18).

Для получения программы угла тангажа на этом участке нужно проинтегрировать систему уравнений движения (3.1) при заданном законе изменения угла атаки (3.18). В результате интегрирования получим зависимость траекторного угла $\theta(t)$. Искомая программа угла тангажа получается из выражения

$$\varphi(t) = \theta + \alpha.$$

Каждой заданной конкретной зависимости $\alpha(t)$ будут соответствовать некоторое решение системы (3.1) и некоторая программа $\varphi(t)$. Количество свободных варьируемых параметров в зависимости (3.18) и определяет возможности варьирования программы. В нашем случае эта зависимость содержит три свободных параметра: a , t_1 (или M_1), $\bar{\alpha}$. Величина числа Маха M_1 соответствует моменту времени t_1 , то есть число Маха достигает этой величины в момент времени t_1 .

Варьируя их, и нужно формировать траекторию на всем участке полета. Критерием удачно сформированной траектории является удовлетворение требованиям, приведенным в подразделе 3.6.2.

Однако не всегда удастся воспользоваться всеми тремя параметрами как совершенно самостоятельными и независимыми. Часто для достижения одного и того же эффекта можно варьировать любой из них. Поэтому один параметр, чаще всего коэффициент a в формуле (3.18), подобрав однажды, дальше не варьируют. Тогда задача трансформируется из трехпараметрической в двухпараметрическую [13].

Если активный участок достаточно продолжителен, так что в конце его после выхода из области интенсивного аэродинамического воздействия можно вновь двигаться с ненулевыми углами атаки, то обычно с некоторого момента времени t_3 переходят к движению по программе с постоянным углом тангажа [13]. Основанием для этого служат результаты решения вариационной задачи на максимум дальности в условиях плоскопараллельного поля сил тяжести и тот факт, что на активном участке это поле мало отличается от плоскопараллельного. В этом случае момент

t_3 перехода на постоянный угол тангажа рассматривают как третий параметр и решают задачу по трем параметрам: t_3 , t_1 (или M_1), $\bar{\alpha}$.

При отыскании программы для двухступенчатой ракеты поступают примерно так же. Отличие заключается в том, что оптимальную программу для второй ступени ищут в семействе линейных программ. Это дает два свободных параметра, которыми являются начальное значение угла тангажа φ_0'' и угловая скорость $\dot{\varphi}''$. Следовательно, общее количество параметров равно пяти. Однако с увеличением числа свободных параметров резко возрастают вычислительные трудности при отыскании экстремума. Поэтому обычно задачу сводят к трехпараметрической [13].

Параметр t_3 можно опустить, так как отрезок времени между моментом t_3 и моментом окончания полета первой ступени небольшой, то и добиться выигрыша за счет вариации программы на данном кратковременном участке траектории достаточно трудно. Продолжительность вертикального участка траектории (до момента t_1) выбирается по возможности малой, так как чем она больше, тем больше становятся гравитационные потери скорости. Тогда выбор траектории первой ступени можно производить только по одному параметру $\bar{\alpha}$. К каждой из траекторий этого семейства может применяться любая программа для второй ступени из двухпараметрического семейства $(\varphi_0'', \dot{\varphi}'')$.

Однако следует заметить, что при составлении программ угла тангажа углы в конце полета первой ступени и в начале полета второй ступени могут не стыковаться, между ними могут образовываться разрывы [13]. Это будет нарушать п.2 требований к про-

грамме (см. подраздел 3.6.2), так как противоречит реальным возможностям системы управления, органов управления и ракеты в целом. Такое нарушение допустимо на этапе предварительных расчетов по выбору программы, но оно должно быть устранено на последующей стадии. Это достигается с помощью сглаживания изломов на стыках соседних участков и организации вместо разрывов плавных переходов от одного участка к другому. При организации таких плавных переходов обычно исходят из величины допустимого углового ускорения, определяемого возможностями системы управления и органов управления.

Таким образом, оптимальная программа для двухступенчатой ракеты выбирается из семейства трехпараметрических программ, а в качестве параметров используются максимальная величина угла атаки $\bar{\alpha}$, начальный угол тангажа второй ступени φ_0'' и угловая скорость второй ступени $\dot{\varphi}''$. Этот же подход относится и к трехступенчатым ракетам-носителям, причем для второй и третьей ступени программная зависимость угла тангажа описывается единой формулой [13]

$$\varphi = \varphi_0 + \dot{\varphi} \cdot t.$$

При выборе оптимальной программы угла тангажа для выведения максимального полезного груза на орбиту необходимо решать краевую задачу, так как выведение на заданную орбиту предполагает удовлетворение определенных краевых условий в конце выведения. Например, в наиболее часто встречающейся постановке требуется в конце выведения обеспечить условия кругового движения на заданной высоте. Тем самым определяется и высота, и угол наклона скорости, и величина скорости к моменту конца активного участка.

Задачу отыскания программы, максимизирующей массу полезного груза, можно записать следующим образом: определить функцию, которая обеспечивает условия

$$h = h_k, \theta = \theta_k = 0, v = v_k = \sqrt{\frac{\mu_3}{R_3 + h_k}}$$

при максимальной конечной массе ракеты-носителя. Здесь μ_3 – гравитационный параметр Земли, $R_3 = 6371$ км – средний радиус Земли.

Максимизация конечной массы равносильна максимизации относительной конечной массы РН, так как обычно подобные задачи решаются при заданной начальной массе РН.

Таким образом, после формирования траектории первой ступени с учетом всех ограничений, задача сводится к отысканию программы угла тангажа траектории второй (для двухступенчатой) или второй и третьей (для трехступенчатой ракеты-носителя) ступеней полета.

Поиск проводится в семействе линейных программ, имеющих два свободных параметра: начальное значение угла тангажа φ_0'' и угловую скорость $\dot{\varphi}''$. Выбор φ_0'' и $\dot{\varphi}''$ подчинен краевым условиям.

Одним из методов решения двухпараметрической краевой задачи является *метод секущей плоскости*. Алгоритм его состоит в следующем [13].

Рассчитываются три траектории при некоторых подходящим образом заданных параметрах программы угла тангажа

$$[\varphi, \dot{\varphi}], [\varphi + \Delta\varphi, \dot{\varphi}], [\varphi, \dot{\varphi} + \Delta\dot{\varphi}].$$

Расчет ведется до достижения значения скорости $v = v_k$. Этим программам соответствуют решения

$$[h, \theta], [h + \Delta h(\varphi), \theta + \Delta \theta(\varphi)], [h + \Delta h(\dot{\varphi}), \theta + \Delta \theta(\dot{\varphi})].$$

Вычисляются приближенные значения производных [13]

$$\frac{\partial h}{\partial \varphi} = \frac{\Delta h(\varphi)}{\Delta \varphi}, \quad \frac{\partial \theta}{\partial \varphi} = \frac{\Delta \theta(\varphi)}{\Delta \varphi},$$

$$\frac{\partial h}{\partial \dot{\varphi}} = \frac{\Delta h(\dot{\varphi})}{\Delta \dot{\varphi}}, \quad \frac{\partial \theta}{\partial \dot{\varphi}} = \frac{\Delta \theta(\dot{\varphi})}{\Delta \dot{\varphi}}.$$

Далее определяются требуемые приращения $\Delta \varphi$ и $\Delta \dot{\varphi}$, которые при условии линейной зависимости h и θ от этих параметров ликвидируют имеющиеся невязки по высоте h и углу θ [13]

$$h - h_{\kappa} = \frac{\partial h}{\partial \varphi} \Delta \varphi + \frac{\partial h}{\partial \dot{\varphi}} \Delta \dot{\varphi}, \quad (3.33)$$

$$\theta - \theta_{\kappa} = \frac{\partial \theta}{\partial \varphi} \Delta \varphi + \frac{\partial \theta}{\partial \dot{\varphi}} \Delta \dot{\varphi}. \quad (3.34)$$

Полученные из решения системы уравнений (3.33) и (3.34) значения $\Delta \varphi$ и $\Delta \dot{\varphi}$ образуют новую опорную программу, относительно которой повторяют описанный алгоритм. Необходимое число итераций, приводящее к решению краевой задачи, сильно зависит от двух обстоятельств. Первое – удачно выбранное начальное приближение. Второе – степень точности решения задачи. Высокие требования к точности решения задачи могут привести к «зацикливанию» процесса поиска решения. Обычно ограничиваются по высоте точностью до нескольких сотен метров или до километра, а по углу – до десятых долей угловых минут, что соответствует остаточной радиальной скорости менее одного метра в секунду.

Однако не во всех задачах, связанных с выведением на орбиту, задаются кинематические параметры в точке выведения. Часто сами по себе параметры в конце активного участка самостоя-

тельного значения не имеют, а в задаче необходимо обеспечить получение каких-нибудь более общих свойств. Например, требуется вывести на орбиту с заданным периодом обращения максимальный полезный груз. В некоторых случаях важно бывает задать максимальную и минимальную высоты орбиты относительно поверхности Земли, оговаривая или не оговаривая положение оси апсид эллипса. В подобных случаях могут появиться дополнительные возможности по максимизации массы полезного груза. Так, например, орбиту заданного периода можно получить при различных значениях высоты выведения. Кроме того, точка выведения может быть не перигеем и не апогеем орбиты, т.е. угол наклона вектора скорости к местному горизонту θ не обязательно должен иметь нулевое значение.

Рассмотрим случай, когда необходимо вывести максимальный полезный груз на орбиту заданного периода без ограничений на расположение оси апсид эллипса, но с ограничением снизу на высоту над поверхностью Земли. Здесь также программа выбирается из семейства двухпараметрических линейных программ. Среди возможных методов поиска оптимального решения мы остановимся лишь на одном, который при всей своей простоте дает вполне удовлетворительные результаты и по точности и по сходимости.

Масса полезного груза или значение относительной конечной массы аппроксимируется некоторой билинейной функцией параметров φ_0'' и $\dot{\varphi}''$ [13]:

$$\mu_k = a \cdot \varphi_0'' + b \cdot \dot{\varphi}'' + c \cdot \varphi_0'' \cdot \dot{\varphi}'' + d. \quad (3.35)$$

Условие экстремума μ_k записывается в виде [4]

$$\frac{\partial \mu_{\kappa}}{\partial \varphi_0^{II}} = a + c \cdot \dot{\varphi}^{II} = 0, \quad \frac{\partial \mu_{\kappa}}{\partial \dot{\varphi}^{II}} = b + c \cdot \varphi_0^{II} = 0,$$

откуда следует

$$\varphi_{0_{opt}}^{II} = -\frac{b}{c}, \quad \dot{\varphi}_{opt}^{II} = -\frac{a}{c}. \quad (3.36)$$

Коэффициенты a , b , c и d определяются расчетом четырех траекторий с различными сочетаниями параметров φ_0^{II} и $\dot{\varphi}^{II}$ и подстановкой результатов в (3.35) [13].

Расчет каждой траектории надо проводить до момента времени, выключение двигателя в который будет давать заданный период обращения, и фиксировать получаемое при этом значение μ_{κ} . В процессе расчета траектории необходимо, начиная с некоторого момента времени, для текущих точек активного участка рассчитывать параметры соответствующей орбиты для того, чтобы исключать те траектории, которые не подходят из-за нарушения ограничения по минимально допустимой высоте.

Далее, на основании (3.35) определяются оптимальные значения $\varphi_{0_{opt}}^{II}$ и $\dot{\varphi}_{opt}^{II}$ принимаемые в качестве первого приближения. Задавая в окрестности этих найденных значений еще несколько значений, весь процесс поиска повторяем, начиная с нахождения новых коэффициентов a , b , c и d . Итерационный процесс прекращается тогда, когда последующее приближение будет уточнять предыдущее значение μ_{κ} менее чем на некоторую заданную величину (0,1%) [13].

4 ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАССОВО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ СООТНОШЕНИЙ ДЛЯ ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО РЯДА МОДИФИКАЦИЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

4.1 Модульная структура ракеты-носителя

На современном этапе РН проектируются в виде модульной структуры (параметрического ряда модификаций), позволяющей осуществить сборку из универсальных модулей (ракетных блоков) и обеспечивающей вывод на заданную орбиту широкого диапазона масс полезных нагрузок.

Так, например, РН «Русь-М» может иметь четыре модификации: «Русь-МС» (средний класс), «Русь-МП» (средний класс повышенной грузоподъемности, рис. 4.1), «Русь-МТ-35» (тяжелый класс), «Русь-МТ-50» (тяжелый класс), позволяющие выводить на низкую опорную орбиту соответственно 6,5; 24; 33 – 36; 53 – 54 тонны полезной нагрузки.

На модификации «Русь-МС» на первой ступени используется универсальный ракетный блок, который является также основой для создания «жесткой» связки из трех блоков для «Русь-МП», из четырех для «Русь-МТ-50» и из пяти для «Русь-МТ-35».

Вторые ступени ракеты-носителя также унифицированы и имеют три модификации, причем в качестве РБ второй ступени Русь-МТ-50 используется УРБ первой ступени.

При проектировании таких ракет-носителей необходимо решить задачу выбора оптимальных массово-энергетических соотношений параметров ракетных блоков с учетом планируемого количества запусков на орбиту каждой из модификаций [26].

В основу такого решения может быть положен классический подход, основанный на выборе оптимального распределения чисел Циолковского по ступеням.

Рассмотрим модели определения оптимальных массово-энергетических соотношений для РН, которые будут использоваться в дальнейших исследованиях.

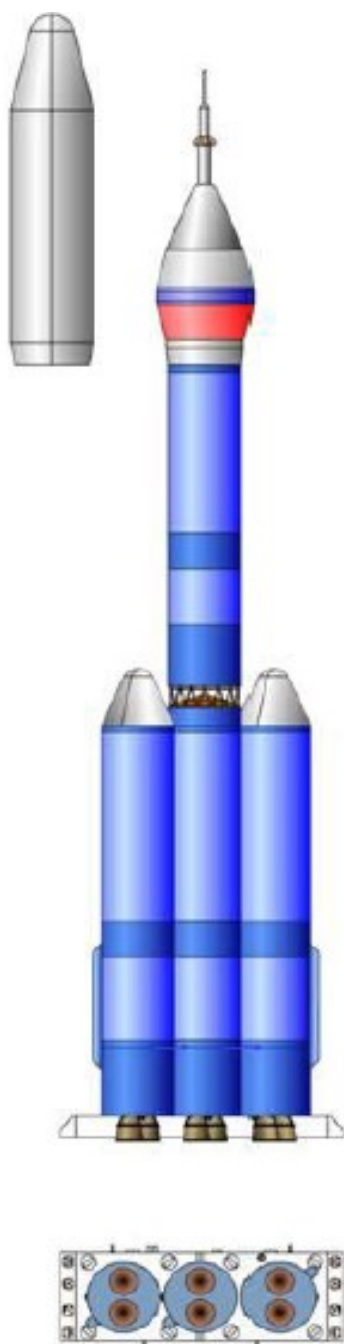


Рис. 4.1. Ракета-носитель Русь-МП

4.2 Распределение чисел Циолковского по ступеням ракет-носителей

4.2.1 Распределение чисел Циолковского для схемы с последовательным соединением ступеней

Рассмотрим многоступенчатый носитель с последовательным соединением ступеней. Будем считать заданной массу полезной нагрузки m_{nh} . Необходимо определить минимальную стартовую массу РН и оптимальное распределение чисел Циолковского (топлива) по РБ.

Начальную массу всей ракеты-носителя представим в виде (рис. 4.2):

$$M_1 = \sum_{i=1}^N m_i + m_{nh}, \quad (4.1)$$

где m_i – начальная масса i -го РБ, N – количество РБ.

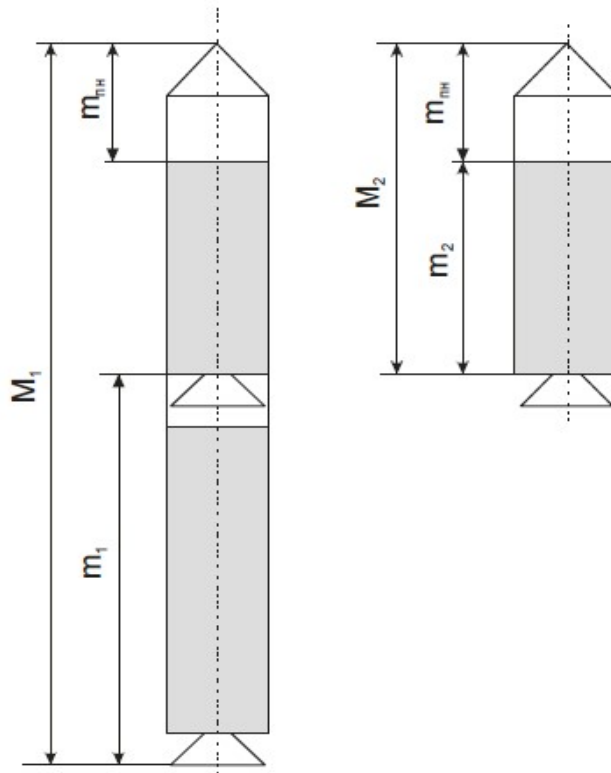


Рис. 4.2. Основные массовые характеристики двухступенчатой РН при последовательном соединении ступеней

Для i -го РБ будут справедливы следующие соотношения:

$$M_i = m_i + M_{i+1}, \quad (4.2)$$

где M_i – начальная масса i -й ступени, m_i – начальная масса РБ i -й ступени.

Для последней (N -й ступени) выражение (4.2) будет иметь вид:

$$M_N = m_N + m_{nn}.$$

Относительная масса полезной нагрузки определяется как:

$$P_{nn} = \frac{M_1}{m_{nn}} = \frac{M_1}{M_2} \frac{M_2}{M_3} \dots \frac{M_{N-1}}{M_N} \frac{M_N}{m_{nn}} \quad (4.3)$$

или

$$P_{nn} = \prod_{i=1}^N p_i. \quad (4.4)$$

Из известного соотношения:

$$\frac{z_i - 1}{z_i} = \frac{s_i - 1}{s_i} = \frac{p_i - 1}{p_i}$$

следует:

$$p_i = z_i \frac{s_i - 1}{s_i - z_i}, \quad (4.5)$$

где $z_i = \frac{M_i}{M_i - m_{Ti}}$ – число Циолковского;

$s_i = \frac{m_{Ki} + m_{Ti}}{m_{Ki}}$ – конструктивные характеристики, опреде-

ляющие степень совершенства конструкций;

m_{Ki} , m_{Ti} – соответственно масса сухой конструкции и масса топлива i -го РБ.

С учетом (4.5) выражение (4.4) запишем в виде:

$$P_{nn} = \prod_{i=1}^N z_i \frac{s_i - 1}{s_i - z_i}. \quad (4.6)$$

Условием оптимальности распределения чисел Циолковского по ступеням будет:

$$P_{nn} = f(z_1, z_2, \dots, z_N) = \prod_{i=1}^N z_i \frac{s_i - 1}{s_i - z_i} \rightarrow \min \quad (4.7)$$

при обеспечении равенства потребной и располагаемой характеристической скоростей:

$$V_x^{nomp} = V_x^{расн},$$

где V_x^{nomp} – скорость, определяемая из условия выполнения поставленной задачи (например, вывод полезной нагрузки на опорную орбиту);

$V_x^{расн}$ – идеальная скорость, которая может быть достигнута в пустоте:

$$V_x^{расн} = u_1 \ln z_1 + \dots + u_N \ln z_N = \sum_i^N u_i \ln z_i,$$

u_i – скорость истечения продуктов горения двигательной установки i -го РБ.

Данная задача может быть решена методом множителей Лагранжа и формулируется следующим образом:

найти минимум функции

$$F(z_1, z_2, \dots, z_N, \lambda) = f(z_1, z_2, \dots, z_N) + \lambda \varphi(z_1, z_2, \dots, z_N) \rightarrow \min, \quad (4.8)$$

где $F(z_1, z_2, \dots, z_N, \lambda)$ – обобщенная функция Лагранжа;

λ – множитель Лагранжа;

$$\varphi(z_1, z_2, \dots, z_N) = V_x^{nomp} - \sum_i^N u_i \ln z_i \text{ – ограничение задачи.} \quad (4.9)$$

Необходимым условием экстремума функции (4.8) является:

$$\frac{\partial F}{\partial z_i} = 0, \quad i = 1 \dots N,$$

$$\frac{\partial F}{\partial \lambda} = 0$$

или

$$\frac{\partial F}{\partial z_i} = \frac{\partial}{\partial z_i} \left(\prod_i^N z_i \frac{s_i - 1}{s_i - z_i} + \lambda \left(V_x^{nomp} - \sum_i^N u_i \ln z_i \right) \right) = 0, \quad i = 1 \dots N,$$

$$\frac{\partial F}{\partial \lambda} = \frac{\partial}{\partial \lambda} \left(\prod_i^N z_i \frac{s_i - 1}{s_i - z_i} + \lambda \left(V_x^{nomp} - \sum_i^N u_i \ln z_i \right) \right) = 0.$$

(4.10)

С учетом (4.6) систему уравнений (4.10) можно записать в виде:

$$P_{nn} \frac{s_i}{z_i(s_i - z_i)} - \lambda \frac{u_i}{z_i} = 0, \quad i = 1 \dots N, \quad (4.11)$$

$$V_x^{nomp} - \sum_i^N u_i \ln z_i = 0. \quad (4.12)$$

Преобразовав (4.11) к виду

$$P_{nn} \frac{s_i}{z_i(s_i - z_i)} = \lambda \frac{u_i}{z_i}, \quad i = 1 \dots N$$

и разделив i -е уравнение ($i = 2, \dots, N$) на первое, можно получить:

$$\frac{s_i z_1 (s_1 - z_1)}{s_1 z_i (s_i - z_i)} = \frac{u_i z_1}{u_1 z_i}, \quad i = 2 \dots N,$$

и далее

$$z_i = s_i \left(1 - \frac{u_1}{u_i} + \frac{u_1 z_1}{u_i s_1} \right), \quad i = 2 \dots N. \quad (4.13)$$

Подставив (4.13) в (4.12), получим трансцендентное уравнение

$$V_x^{nomp} = \sum_i^N u_i \ln \left[s_i \left(1 - \frac{u_1}{u_i} + \frac{u_1 z_1}{u_i s_1} \right) \right]. \quad (4.14)$$

Для учета потерь характеристической скорости, связанных с движением в плотных слоях атмосферы и особенностями работы ДУ, введем дополнительный коэффициент α ($\alpha \geq 0$) в уравнение (4.14), которое запишем в виде

$$(1 + \alpha) \cdot V_x^{nomp} = \sum_i^N u_i \ln \left[s_i \left(1 - \frac{u_1}{u_i} + \frac{u_1 z_1}{u_i s_1} \right) \right]. \quad (4.15)$$

Решение этого уравнения при заданных значениях s_i позволяет определить (например, методом Ньютона-Рафсона) оптимальное значение z_1 и далее из (4.13) вычислить оставшиеся $z_i, i = 2 \dots N$.

Для двухступенчатой ракеты-носителя уравнение (4.15) примет вид:

$$(1 + \alpha) \cdot V_x^{nomp} = u_1 \ln s_1 + u_2 \ln \left[s_2 \left(1 - \frac{u_1}{u_2} + \frac{u_1 z_1}{u_2 s_1} \right) \right]. \quad (4.16)$$

При выбранных значениях чисел Циолковского используемые массовые характеристики модификаций РН определяются следующим образом:

$$\begin{aligned} M_1 &= P_{nn} m_{nn}, \\ m_{T1} &= \frac{z_1 - 1}{z_1} M_1, \quad m_{K1} = \frac{1}{s_1 - 1} m_{T1}, \\ M_2 &= M_1 - m_{T1} - m_{K1}, \\ m_{T2} &= \frac{z_2 - 1}{z_2} M_2, \quad m_{K2} = \frac{1}{s_2 - 1} m_{T2}. \end{aligned} \quad (4.17)$$

4.2.2 Распределение чисел Циолковского для схемы с параллельно-последовательным соединением ступеней

Для схемы с параллельно-последовательным соединением ступеней введем понятие субступени (рис. 4.3).

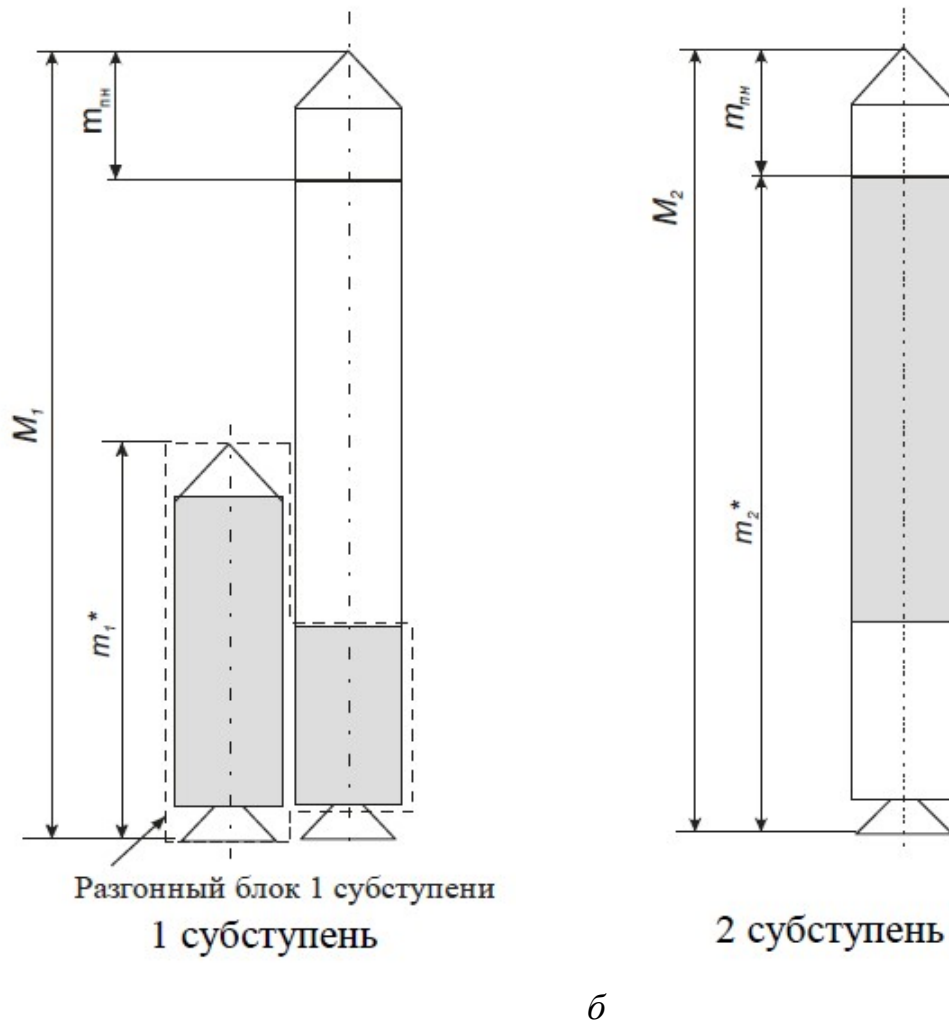


Рис. 4.3. Субступени при последовательно-параллельном соединении ступеней

Для первой субступени ракетный блок будет состоять из связи РБ первой ступени и массы топлива второй ступени $\Delta m_{топл2}$, израсходованной на момент отделения РБ первой ступени.

Для второй субступени масса разгонного блока будет определяться как масса второй ступени без учета массы топлива второй ступени, израсходованной на момент отделения РБ первой ступени. С учетом этого значения чисел Циолковского будут следующими:

$$z_1 = \frac{M_1}{M_1 - m_{T1} - \Delta m_{T2}}, \quad (4.18)$$

$$z_2 = \frac{M_2 - \Delta m_{T2}}{M_2 - m_{T2}}. \quad (4.19)$$

Примем следующие допущения:

1. Двигатели первой и второй ступени начинают работать одновременно.

2. Известны характеристики ДУ ступеней: суммарные тяги P_1 и P_2 и скорости истечения продуктов сгорания u_1 и u_2 .

Для случая одновременно работающих ДУ различных типов введем эквивалентную скорость истечения (эквивалентный удельный импульс)

$$u_e = \frac{P_1 + P_2}{\dot{m}_1 + \dot{m}_2} = \frac{u_1 u_2 (1 + \gamma)}{u_2 + \gamma u_1}, \quad (4.20)$$

$$\text{где } \gamma = \frac{P_2}{P_1}, \quad (4.21)$$

$$u_i = \frac{P_i}{\dot{m}_i}, i = 1, 2, \quad (4.22)$$

\dot{m}_i – секундный расход топлива ДУ i -ой ступени.

Для РБ субступеней определим эквивалентные конструктивные характеристики

$$s_1^* = \frac{M_{K1} + m_{T1} + \Delta m_{T2}}{m_{K1}}, \quad (4.23)$$

$$s_2^* = \frac{M_{K2} + m_{T2} - \Delta m_{T2}}{m_{K2}}. \quad (4.24)$$

Выразим (4.23) и (4.24) через заданные (исходные) конструктивные характеристики ступеней s_1 и s_2 .

С учетом (4.22) за все время работы ДУ первой ступени t_1 будет выработана следующая масса топлива:

$$m_{T1} = \dot{m}_1 t_1 = \frac{P_1}{u_1} t_1, \quad (4.25)$$

$$\Delta m_{T2} = \dot{m}_2 t_1 = \frac{P_2}{u_2} t_1. \quad (4.26)$$

Поделив (4.26) на (4.25), получим

$$\Delta m_{T2} = \frac{P_2}{u_2} \frac{u_1}{P_1} m_{T1} = \gamma \frac{u_1}{u_2} m_{T1}. \quad (4.27)$$

Подставив (4.27) в (4.23), получим

$$s_1^* = \frac{m_{K1} + m_{T1} + \gamma \frac{u_1}{u_2} m_{T1}}{m_{K1}} = 1 + (s_1 - 1) \left(1 + \gamma \frac{u_1}{u_2} \right), \quad (4.28)$$

где $(s_1 - 1) = \frac{m_{T1}}{m_{K1}}$.

Введем следующую переменную

$$\beta = \frac{\Delta m_{T2}}{m_{T2}},$$

которая характеризует отношение массы топлива Δm_{T2} , выработанного ДУ второй ступени за все время работы ДУ первой ступени t_1 , к массе всего топлива второй ступени.

С учетом (4.27) и (4.29), запишем (4.24) в виде

$$s_2^* = \frac{m_{K2} + m_{T2} - \beta \cdot m_{T2}}{m_{K2}} = 1 + (s_2 - 1)(1 - \beta) \quad (4.30)$$

где $(s_2 - 1) = \frac{m_{T2}}{m_{K2}}$.

По аналогии с (4.7) для двухступенчатого РН с последовательной схемой соединения ступеней условием оптимальности распределения чисел Циолковского будет:

$$P_{nn} = f(z_1^*, z_2^*) = \prod_{i=1}^2 z_i^* \frac{s_i^* - 1}{s_i^* - z_i^*} \rightarrow \min \quad (4.31)$$

при обеспечении равенства потребной V_x^{nomp} и располагаемой $V_x^{расп}$ характеристической скорости:

$$V_x^{nomp} = V_x^{расп},$$

$$\text{где } V_x^{расп} = u_e \ln z_1^* + u_2 \ln z_2^*. \quad (4.32)$$

С учетом (4.28) и (4.30) целевую функцию (4.31) запишем в виде:

$$P_{nn} = f(z_1^*, z_2^*) = \frac{(s_1 - 1) \left(1 + \gamma \frac{u_1}{u_2} \right)}{1 + (s_1 - 1) \left(1 + \gamma \frac{u_1}{u_2} \right) - z_1^*} z_1^* \frac{(s_2 - 1)(1 - \beta)}{1 + (s_2 - 1)(1 - \beta) - z_2^*} z_2^*, \quad (4.33)$$

а основное ограничение задачи в виде:

$$h = V_x^{nomp} - u_e \ln z_1^* - u_2 \ln z_2^* = 0.$$

С учетом специфики компоновки РН необходимо учитывать дополнительное ограничение на тяговооруженность ракетных блоков первой и второй ступеней (τ_1, τ_2):

$$\tau_1 > \tau_2, \quad (4.34)$$

$$\text{где } \tau_1 = \frac{P_1}{m_{PB1} g_0}, \quad \tau_2 = \frac{P_2}{M_2 g_0}.$$

Для обеспечения падения отделяемых ракетных блоков первой ступени в заданные полигоны необходимо также ввести ограничение на момент их отделения от второй ступени. С учетом опыта проектирования и используемых программ изменения угла тангажа при выведении РН на опорные орбиты, в первом при-

ближении это можно учитывать достигнутой характеристической скоростью:

$$h = V_x^{nomp} - u_e \ln z_1^* - u_2 \ln z_2^* = 0.$$

$$V_x^1 = u_e \ln z_1^* \geq V_x^{1*}, \quad (4.35)$$

где V_x^1 – характеристическая скорость, достигнутая первой субступеню на момент отделения ракетных блоков первой ступени;

V_x^{1*} – минимальное значение характеристической скорости, при которой допускается разделение ступеней.

Таким образом, может быть сформулирована следующая оптимизационная задача: найти оптимальную совокупность проектных переменных (чисел Циолковского субступеней) при которых достигается минимум целевой функции (4.33):

$$\{z_1^*, z_2^*\} = \arg \min \left(z_1^* \frac{(s_1 - 1) \left(1 + \gamma \frac{u_1}{u_2} \right)}{1 + (s_1 - 1) \left(1 + \gamma \frac{u_1}{u_2} \right) - z_1^*} z_2^* \frac{(s_2 - 1)(1 - \beta)}{1 + (s_2 - 1)(1 - \beta) - z_2^*} \right) \quad (4.36)$$

при выполнении ограничений:

$$h = V_x^{nomp} - u_e \ln z_1^* - u_2 \ln z_2^* = 0,$$

$$g_1 = u_e \ln z_1^* - V_x^{1*} \geq 0,$$

$$g_2 = \tau_2 - \tau_2 \geq 0.$$

После решения этой оптимизационной задачи массовые характеристики РН определяются следующим образом:

$$M_1 = P_{nn} m_{nn},$$

$$\begin{aligned}
m_{T1} + \Delta m_2 &= \frac{z_1^* - 1}{z_1^*} M_1, \\
m_{K1} &= \frac{1}{s_1^* - 1} (m_{T1} + \Delta m_2), \\
M_2^* &= M_1 - (m_{T1} + \Delta m_2) - m_{K1}, \\
m_{T2} - \Delta m_2 &= \frac{z_2^* - 1}{z_2^*} M_2^*, \\
m_{K2} &= \frac{1}{s_2^* - 1} (m_{T2} - \Delta m_2), \\
m_{T2} &= \frac{1}{1 - \beta} (m_{T2} - \Delta m_2), \\
\Delta m_2 &= \beta \cdot m_{T2}, \\
m_{T1} &= \frac{z_1^* - 1}{z_1^*} M_1 - \Delta m_2, \\
M_2 &= M_1 - m_{T1} - m_{K1}.
\end{aligned} \tag{4.37}$$

4.3 Модель оптимального облика параметрического ряда модификаций ракет-носителей

Из (4.17) выразим значение массы топлива РБ первой ступени:

$$m_{T1} = \frac{z_1 - 1}{z_1} M_1 = \frac{z_1 - 1}{z_1} P_{nn} = v \cdot m_{nn}, \tag{4.38}$$

где $v = \frac{z_1 - 1}{z_1} P_{nn}$, а значения z_1, z_2, P_{nn} соответствуют оптимальному распределению чисел Циолковского по ступеням РН для заданных исходных данных $(u_1, u_2, s_1, s_2, V_x^{nomp})$.

Для параметрического ряда РН, состоящего из n модификаций (с учетом того, что ракетный блок первой ступени состоит из жесткой связки k_i УРБ), (4.38) запишется в виде:

$$m_{T1_i} = k_i m_{ТУРБ} = v_i \cdot m_{nn}, \quad (4.39)$$

где $i = 1, \dots, n$.

Из (4.39) можно выразить

$$m_{ТУРБ} = \frac{v_i}{k_i} \cdot m_{nn}, \quad i = 1, \dots, n. \quad (4.40)$$

Здесь

$$v_i = \frac{z_{1i} - 1}{z_{1i}} P_{nni}, \quad i = 1, \dots, n, \quad (4.41)$$

z_{1i} , P_{nni} соответствуют оптимальному распределению чисел Циолковского по ступеням РН для заданных исходных данных (u_{1i} , u_{2i} , s_{1i} , s_{2i} , V_{xi}^{nomp}).

Выражение (4.40) записано с учетом того, что:

1) в соответствии с (4.16) для РН, состоящих из последовательного соединения двух ступеней, оптимальные значения чисел Циолковского z_1 и z_2 зависят от потребной характеристической скорости V_x^{nomp} , конструктивных характеристик s_1 , s_2 и скорости истечения продуктов горения u_1 , u_2 и не зависят от массы полезной нагрузки m_{nn} ;

2) массы топлива для УРБ первой ступени всех модификаций РН принимаются равными.

Поэтому для вычисления v_i (соответственно для вычисления оптимальных распределений чисел Циолковского z_{1i} и z_{2i}) используются исходные данные (u_{1i} , u_{2i} , s_{1i} , s_{2i} , V_{xi}^{nomp}) для каждой

модификации параметрического ряда РН, а значение m_{nni}^* при этом задаются произвольно, например, $m_{nni}^* = 1000$ кг.

Из (4.40) запишем соотношение:

$$\frac{v_1}{k_1} \cdot m_{nn1} = \frac{v_2}{k_2} \cdot m_{nn2} = \dots = \frac{v_N}{k_N} \cdot m_{nnn}. \quad (4.42)$$

В частном случае, когда исходные данные ($u_{1i}, u_{2i}, s_{1i}, s_{2i}, V_{xi}^{nomp}$) для всех n модификаций одинаковы и, соответственно, $v_1 = v_2 = \dots = v_n$, (4.42) можно записать в виде

$$\frac{m_{nn1}}{k_1} = \frac{m_{nn2}}{k_2} = \dots = \frac{m_{nnn}}{k_N}. \quad (4.43)$$

Из (4.43) следует, что для оптимального параметрического ряда модификаций РН соотношение масс полезных нагрузок ($m_{nn1}: m_{nn2}: \dots : m_{nnn}$) должно соответствовать соотношению количества УРБ в связках ($k_1: k_2: \dots : k_n$).

Для параллельно-последовательного соединения ступеней соотношение вида (4.43) не выполняется. В этом можно убедиться, решив задачи оптимального распределения чисел Циолковского для некоторого набора исходных данных.

Выберем вариант из трех модификаций, выводящих на опорную орбиту полезную нагрузку массой, соответственно, 50, 100, 150 тонн. Пусть для этих нагрузок первая ступень РН формируется, соответственно, из 2, 4 и 6 УРБ.

Остальные исходные данные примем согласно табл. 4.1.

Для заданных исходных данных по модели, описанной в п. 4.2.2, получаем результаты, приведенные в табл. 4.2.

Таблица 4.1. Исходные данные

Модификация	B_1	B_2	B_3
Масса полезной нагрузки, т	50	100	150
Конструктивная характеристика УРБ	10,56	10,56	10,56
Конструктивная характеристика РБ2	100	10	10
Суммарная тяга ДУ УРБ первой ступени, тс	1500	3000	4500
Суммарная тяга ДУ РБ2, тс	600	600	600
Скорость истечения продуктов горения ДУ РБ1, м/с	3100	3100	3100
Скорость истечения продуктов горения ДУ РБ2, м/с	4540	4540	4540
Потребная характеристическая скорость, м/с	8030	8030	8030
Количество универсальных блоков на РБ1	2	4	6
Коэффициент, учитывающий снижение значения конструктивной характеристики РБ1 относительно значения конструктивной ха- рактеристики УРБ γ_i	0,96	0,96	0,96
Коэффициент, учитывающий потери характе- ристической скорости	0,1	0,1	0,1

Таблица 4.2. Результаты расчета массовых характеристик РН для параллельно-последовательного соединения ступеней

Вариант	m_{nh}, t	M_1, t	m_1, t	m_2, t	m_{t1}, t	m_{kl}, t
B_1	50	22235	514892	257343	466133	48759
B_2	100	1672538	969508	603030	877698	91809
B_3	150	2528068	1609044	769024	1456673	152372

4.4 Метод определения массово-энергетических соотношений для ракет-носителей с последовательным соединением ступеней, основанных на использовании существующих универсальных ракетных блоков

Примером ракеты-носителя с последовательным соединением ступеней, которые представляют собой существующие универсальных ракетных блоков (УРБ), служит РН «Зенит». У данной ракеты в качестве первой ступени выступает универсальный ракетный блок РН «Энергия».

Задача состоит в определении максимальной массы полезной нагрузки, которую можно вывести на опорную орбиту, и массово-энергетических соотношений для второй ступени РН.

Исходными данными для данной задачи являются:

$V_X^{номр}$ - характеристическая скорость, необходимая для выведения РН на опорную орбиту;

коэффициент, учитывающий потери характеристической скорости;

s_2 – конструктивная характеристика разгонного блока второй ступени;

m_{T1}, m_{K1} – соответственно массы топлива и конструкции разгонного блока первой ступени;

u_1, u_2 – соответственно скорости истечения продуктов горения ДУ РБ1 и ДУ РБ2.

Рассмотрим вариант двухступенчатого РН. Решение уравнения (4.16) дает оптимальное распределение чисел Циолковского для РН: z_1 и z_2 .

На основании исходных данных определим конструктивную характеристику УРБ:

$$s_1 = \frac{m_{K1} + m_{T1}}{m_{K1}}.$$

Из (4.17) выразим массу первой ступени РН:

$$M_1 = \frac{z_1}{z_1 - 1} m_{T1}.$$

Так как $P_{nn} = \frac{M_1}{m_{nn}}$ (4.3), то с учетом (4.5) масса максимальной

полезной нагрузки, которую можно вывести на опорную орбиту с использованием существующего УРБ, определится как:

$$P_{nn} = \frac{M_1}{m_{nn}} = \frac{M_1}{z_1 \frac{s_1 - 1}{s_1 - z_1} z_2 \frac{s_2 - 1}{s_2 - z_2}}.$$

С использованием (4.17) вычисляются

$$M_2 = M_1 - m_{T1} - m_{K1},$$

$$m_{T2} = \frac{z_2}{z_2 - 1} M_2,$$

$$m_{K2} = \frac{1}{s_2 - 1} m_{T2}.$$

Таким образом, получены все массово-энергетические характеристики РН, в основе которого лежит существующий вариант УРБ.

Ниже представлен пример решения модельной задачи с использованием выше описанного метода для исходных данных, представленных в таблице 4.3:

- 1) оптимальные значения чисел Циолковского $z_1 = 2,86$; $z_2 = 5,01$;
- 2) масса первой ступени РН $M_1 = 472,8$ т;

3) масса максимальной полезной нагрузки, которую можно вывести на опорную орбиту с использованием существующего УРД: $m_{nn} = 9,9$ т;

4) масса второй ступени $M_2 = 100,3$ т;

5) масса конструкции второй ступени $m_{K2} = 10,1$ т;

6) масса топлива второй ступени $m_{T2} = 80,3$ т.

Таблица 4.3. Исходные данные для модельной задачи

Наименование	Значение
Конструктивная характеристика РБ2	9
Конструктивная характеристика УРБ $s_{УРБ}$	5,73
Скорость истечения продуктов горения ДУ РБ1, м/с	3100
Скорость истечения продуктов горения ДУ РБ2, м/с	3520
Потребная характеристическая скорость, м/с	8030
Коэффициент, учитывающий потери характеристической скорости α_i	0,1
Масса конструкции УРБ, т	260
Масса топлива УРБ, т	1230

4.5 Метод определения массово-энергетических соотношений для параметрического ряда модификаций ракет-носителей

В общем случае для всего параметрического ряда модификаций РН числа Циолковского не будут оптимальными. Поэтому в дальнейшем при выборе наиболее выгодного решения будем использовать термин «рациональные» числа Циолковского.

Для случая, когда ракетный блок первой ступени (РБ1) представляет собой «жесткую» связку из нескольких УРБ, его масса будет больше, чем сумма масс составляющих его УРБ на величину, характеризующую массу узлов крепления, дополнительной

системы управления и др. В конечном итоге, это приведет к снижению значения конструктивной характеристики РБ1 относительно значения конструктивной характеристики УРБ:

$$s_{1i}^* = \gamma_i s_{УБ},$$

где $\gamma_i < 1$ – коэффициент, учитывающий дополнительные массы в связке универсальных блоков.

Решим задачу (4.8) для каждой модификации, как для оригинального РН, и определим соответствующие оптимальные значения чисел Циолковского и относительные массы полезной нагрузки:

$$\{z_{11}^{opt}, z_{21}^{opt}, \lambda_1\} = \arg \min F(z_{11}, z_{21}, \lambda_1), p_{nn1}^{opt};$$

$$\{z_{12}^{opt}, z_{22}^{opt}, \lambda_2\} = \arg \min F(z_{12}, z_{22}, \lambda_2), p_{nn2}^{opt};$$

...

$$\{z_{1n}^{opt}, z_{2n}^{opt}, \lambda_n\} = \arg \min F(z_{1n}, z_{2n}, \lambda_n), p_{nnn}^{opt};$$

где n – количество модификаций параметрического ряда РН.

Множество значений $\{p_{nn1}^{opt}, p_{nn2}^{opt}, \dots, p_{nnn}^{opt}\}$ характеризует собой некоторый идеальный вариант, к которому следует стремиться, но который не всегда можно реализовать на практике из-за использования УРБ, образующих РБ ступеней и нарушения условий (4.42) и (4.43).

Пусть некоторые заданные значения чисел Циолковского $\{z_{11}, z_{21}\}, \{z_{12}, z_{22}\}, \dots, \{z_{1n}, z_{2n}\}$ определяют соответственно значения $p_{nn1}, p_{nn2}, \dots, p_{nnn}$.

Введем функцию

$$\Phi(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) = \sqrt{\sum_i^n (p_{nni}^{opt} - p_{nni})^2}, \quad (4.47)$$

значение, которой будет равно нулю только для идеального варианта. Для реальной задачи значение функции (4.47) необходимо

минимизировать, используя при этом дополнительные ограничения задачи.

Таковыми ограничениями задачи, в общем случае, будут ограничение (4.9); ограничения, связывающие массовые характеристики РБ1 первой ступени и образующие его универсальные блоки, а также однотипных РБ2 второй ступени. При допущении, что все модификации РН рассчитываются на вариант выведения полезной нагрузки на единую опорную орбиту, в качестве массовых характеристик, входящих в ограничения задачи, целесообразно выбрать массу топлива РБ1:

$$m_{T1} = k_i \cdot m_{ТУБ}, \quad (4.48)$$

где m_{T1} – масса топлива РБ первой ступени; $m_{ТУБ}$ – масса топлива УРБ первой ступени; k_i – количество УРБ, входящих в РБ.

Из (4.48) определим

$$m_{ТУБ} = \frac{m_{T1}}{k_i}.$$

Очевидно, что массы топлива УРБ должны быть равными для всех модификаций:

$$m_{ТУБ}^1 = m_{ТУБ}^2 = \dots = m_{ТУБ}^n. \quad (4.49)$$

Для параметрического ряда модификаций РН (например, с номерами i и j), в которых используются универсальные РБ2 второй ступени, также необходимо учесть ограничения вида:

Примером такого ряда модификаций РН может служить РН «Энергия», в модификациях которой использовались единые РБ2 второй ступени.

Для учета экономической эффективности использования параметрического ряда модификаций РН введем в (4.47) соответствующий коэффициент C_i .

Рассматриваемый метод может быть сведен к общей задаче нелинейного программирования, которая формулируется следующим образом: найти оптимальную совокупность проектных переменных $X = (z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n})$, обеспечивающих минимум целевой функции

$$\begin{aligned} \Phi(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) &= \\ &= \sqrt{\sum_i^n C_i \cdot (p_{nni}^{opt} - p_{nni})^2} \rightarrow \min \end{aligned} \quad (4.50)$$

или

$$\begin{aligned} X &= (z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) = \\ &= \arg \min \Phi(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) \end{aligned}$$

при ограничениях:

$$\begin{aligned} \Phi_j(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) &= \\ &= (1 + \alpha) V_x^{nomp} - \sum_{i=1}^2 u_{ij} \ln z_{ij} = 0, j = 1, \dots, n, \\ \Phi_{n+j}(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) &= \\ &= m_{ТУБ}^i - m_{ТУБ}^{j-1} = 0, j = 2, \dots, n, \\ \Phi_{2n-1+r}(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) &= m_{T2}^{l_r} - m_{T2}^{l_r-1} = 0, r = 2, \dots, p, \\ \Phi_{2n+p-2+r}(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) &= \\ &= m_{T2}^{l_r} - m_{T2}^{l_r-1} = 0, r = p + 1, \dots, n, \end{aligned} \quad (4.51)$$

где $\{l_1, \dots, l_p\}$, $\{l_{p+1}, \dots, l_n\}$ – множества однотипных РБ2 соответственно первого и второго вида, p – количество однотипных РБ2 первого вида.

Для случая, когда в качестве РБ2 используется УРБ первой ступени (как это предлагается для РН «Русь-МТ-50») необходимо добавить ограничения:

$$\begin{aligned} \Phi_{3n-2+r}(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) = \\ = m_{T2}^{l_r} - m_{TYB}^1 = 0, r = p + 1, \dots, n. \end{aligned} \quad (4.52)$$

Как показывают предварительные исследования, при решении задачи возможны случаи, когда область допустимых значений проектных параметров, образованная ограничениями (4.51) и (4.52) представляет собой пустое множество. Для исключения такого варианта первое ограничение в (4.51) целесообразно записать в виде

$$\begin{aligned} \Phi_j(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) = \\ = (1 + \alpha) V_x^{nomp} - \sum_{i=1}^2 u_{ij} \ln z_{ij} \leq 0, j = 1, \dots, n. \end{aligned} \quad (4.53)$$

Очевидно, что ограничение (4.53) обеспечивает некоторый запас по располагаемой характеристической скорости.

Как правило, при проектировании новой РН известны характеристики уже существующей ДУ или характеристики вновь создаваемой ДУ. Поэтому необходимо оценить возможность реализации проекта с учетом устанавливаемых ДУ. Это можно сделать путем сравнения располагаемой τ_i и минимально допустимой заданной τ_i^* тяговооруженности РН:

$$\tau_i = \frac{T_{\Sigma i}}{M_{li} g_0} \geq \tau_i^*,$$

где $T_{\Sigma i}$ – суммарная тяга ДУ на уровне земли.

4.6 Решение модельной задачи определения массово-энергетических соотношений для случая последовательного соединения ступеней

Проведем верификацию метода, решив задачу определения массово-энергетических соотношений для случая последовательного соединения ступеней и заданного параметрического ряда РН, состоящего из трех модификаций, удовлетворяющих условию (4.42). Характеристики параметрического ряда РН представлены в табл. 4.4.

Таблица 4.4. Параметрический ряд РН

Модификации	B_1	B_2	B_3
Масса полезной нагрузки, т	7.0	21.0	35.0
Конструктивная характеристика УРБ	11	11	11
Конструктивная характеристика РБ2	9.5	9.5	9.5
Скорость истечения продуктов горения ДУ РБ1, м/с	3100	3100	3100
Скорость истечения продуктов горения ДУ РБ2, м/с	3520	3520	3520
Потребная характеристическая скорость, м/с	8030	8030	8030
Коэффициент потери характеристической скорости	0.1	0.1	0.1
Количество универсальных блоков на РБ1	1	3	5
Коэффициент, учитывающий планируемое количество запусков	100	100	100

Задачу распределения чисел Циолковского без учета унификации ракетных блоков РН решим методом Ньютона-Рафсона с использованием (4.16).

Массово-энергетические соотношения для идеального случая являются одинаковыми для всех трех вариантов B_1, B_2, B_3 :

$$z_{11} = 3.705, \quad z_{21} = 3.952. \quad (4.54)$$

При этом относительные массы полезной нагрузки модификаций РН также имеют одинаковые значения:

$$p_{nn1}^{opt} = p_{nn2}^{opt} = p_{nn3}^{opt} = 30,74. \quad (4.55)$$

Массовые характеристики модификаций РН для идеального случая представлены в табл. 4.5.

Таблица 4.5. Характеристики модификаций РН для идеального случая

Модификация	M_1 , кг	M_2 , кг	m_{t1} , кг	m_{t2} , кг	m_{k1} , кг	m_{k2} , кг
B_1	215208	42374	157122	31651	15712	3724
B_2	645625	127123	471366	94952	47137	11171
B_3	1076042	211871	785610	158253	78561	18618

Задачу нелинейного программирования (4.50) при ограничениях (4.51) с учетом (4.53) решим методом Нелдера и Мида. Поскольку этот метод относится к группе методов безусловной оптимизации, то учет ограничений задачи будем осуществлять с помощью метода штрафных функций:

$$F(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) = \sqrt{\sum_i^n C_i \cdot (p_{nni}^{opt} - p_{nni})^2} + \sum_{j=1}^3 b d_j g_j^2 + \sum_{j=1}^3 b h_j g_{3+j}^2 \rightarrow \min \quad (4.56)$$

где $b = 400000$ (значение выбрано в соответствии с рекомендацией [27]),

$$d_j = \begin{cases} 1, & \text{если } g_j > 0, \\ 0, & \text{если } g_j \leq 0, \end{cases} j = 1 \dots 3,$$

$$g_j = (1 + \alpha)V_x^{nomp} - \sum_{i=1}^2 u_{ij} \ln z_{ij}, \quad j = 1 \dots 3,$$

$$h_j = \begin{cases} 1, & \text{если } abs(g_{3+j}) > 0, \\ 0, & \text{если } g_{3+j} = 0, \end{cases} j = 1 \dots 3,$$

$$g_{3+j} = m_{ТУБ}^{j+1} - m_{ТУБ}^j = 0, \quad j = 1 \dots 2.$$

Для верификации метода примем равными значения коэффициентов

$$C_1 = C_2 = C_3 = 1.$$

Решение оптимизационной задачи (4.56) дает значения проектных параметров, полностью совпадающих с решением задач для идеального случая (4.54), (4.55):

$$B_1, B_2, B_3: z_{11} = 3,705; z_{21} = 3,952; p_{nn1}^{opt} = p_{nn2}^{opt} = p_{nn3}^{opt} = 30,74$$

при значении целевой функции $\Phi(Z) = 0$.

Совпадение результатов решения с идеальным случаем подтверждает работоспособность предлагаемого метода.

4.7 Метод определения массово-энергетических соотношений для параметрического ряда модификаций ракет-носителей с параллельно-последовательным соединением ступеней

Одним из наиболее ярких примеров использования такого параметрического ряда модификаций является РН «Энергия», для которой предусматривались варианты с четырьмя и шестью РБ первой ступени, в основе которых была заложена РН «Зенит».

Эти модификации позволяли выводить на опорную орбиту соответственно 105 и 140 тонн полезной нагрузки.

Задача определения чисел Циолковского для параметрического ряда модификаций РН с параллельно-последовательным соединением ступеней формулируется аналогично варианту с последовательным соединением ступеней (4.50), (4.51): найти оптимальную совокупность проектных переменных

$X = (z_{11}^*, z_{21}^*, \beta_1, z_{12}^*, z_{22}^*, \beta_2, \dots, z_{1n}^*, z_{2n}^*, \beta_n)$, обеспечивающих минимум целевой функции

$$\begin{aligned} \Phi(z_{11}^*, z_{21}^*, \beta_1, z_{12}^*, z_{22}^*, \beta_2, \dots, z_{1n}^*, z_{2n}^*, \beta_n) = \\ = \sqrt{\sum_i^n C_i \cdot (p_{nni}^{opt} - p_{nni})^2} \rightarrow \min \end{aligned} \quad (4.57)$$

или

$$\begin{aligned} X = (z_{11}^*, z_{21}^*, \beta_1, z_{12}^*, z_{22}^*, \beta_2, \dots, z_{1n}^*, z_{2n}^*, \beta_n) = \\ = \arg \min \Phi(z_{11}^*, z_{21}^*, \beta_1, z_{12}^*, z_{22}^*, \beta_2, \dots, z_{1n}^*, z_{2n}^*, \beta_n) \end{aligned}$$

при ограничениях:

$$\begin{aligned} \Phi_j(z_{11}^*, z_{21}^*, \beta_1, z_{12}^*, z_{22}^*, \beta_2, \dots, z_{1n}^*, z_{2n}^*, \beta_n) = \\ = (1 + \alpha) V_x^{nomp} - \sum_{i=1}^2 u_{ij} \ln z_{ij} = 0, j = 1, \dots, n, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Phi_{n+j}(z_{11}^*, z_{21}^*, \beta_1, z_{12}^*, z_{22}^*, \beta_2, \dots, z_{1n}^*, z_{2n}^*, \beta_n) = \\ = m_{TUB}^i - m_{TUB}^{j-1} = 0, j = 2, \dots, n, \end{aligned} \quad (4.58)$$

$$\begin{aligned} \Phi_{2n-1+r}(z_{11}^*, z_{21}^*, \beta_1, z_{12}^*, z_{22}^*, \beta_2, \dots, z_{1n}^*, z_{2n}^*, \beta_n) = \\ = m_{T2}^{lr} - m_{T2}^{l_{r-1}} = 0, r = 2, \dots, n, \end{aligned}$$

$$\tau_1^j > \tau_2^j,$$

$$V_{xj}^1 = u_e \ln z_{1j}^* \geq V_x^{1*}, j = 1 \dots n.$$

Здесь по аналогии с предыдущей задачей все модификации РН рассчитываются при допущении, что полезная нагрузка выводится на единую опорную орбиту и в качестве массовых характеристик, входящих в ограничения задачи, выбрана масса топлива УРБ первой ступени: $m_{T1} = k_i \cdot m_{ТУБ}$, где m_{T1} – масса топлива РБ1 первой ступени, $m_{ТУБ}$ – масса топлива УРБ первой ступени, k_i – количество УРБ, входящих в РБ; массы топлива УРБ принимаются равными для всех n модификаций РН: $m_{ТУБ}^1 = m_{ТУБ}^2 = \dots = m_{ТУБ}^n$; масса топлива РБ2 второй ступени также одинакова для всех n модификаций: $m_{T2}^i = m_{T2}^j$; $i, j = 1 \dots n$, $i \neq j$, где m_{T2}^i и m_{T2}^j – соответственно массы топлива РБ второй ступени для i -й и j -й модификаций.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Баллистические расчеты имеют большое значение при проектировании ракет. На каждом этапе проектирования ракет используются разные по степени точности и сложности баллистические модели. Модели и методики расчета и выбора проектно-баллистических характеристик ракет космического назначения, описанные в данном учебном пособии, используются на предварительном этапе проектирования. Они позволяют проанализировать и сравнить различные варианты ракет космического назначения для решения поставленной задачи выведения.

В настоящее время является актуальной задача выбора проектно-баллистических характеристик для целого семейства ракет-носителей. В данном учебном пособии изложены результаты научного исследования по выбору проектно-баллистических характеристик параметрического ряда модификаций ракет-носителей.

Методика выбора проектно-баллистических характеристик ракет космического назначения, изложенная в настоящем пособии, позволяет проанализировать большое количество проектных вариантов. Это приводит к повышению качества курсовых и дипломных проектов, а также учебно-исследовательских работ, выполненных студентами, обучающихся по специальности 24.05.01 «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов» и направлению 24.04.01 «Ракетные комплексы и космонавтика».

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

- 1 Сердюк, В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов: учеб. пособие для вузов [Текст] / под ред. А.А. Медведева. М: Машиностроение, 2009. 504 с.
- 2 ГОСТ 22.2.04 – 2012. Безопасность в чрезвычайных ситуациях. Техногенные аварии и катастрофы. Метрологическое обеспечение контроля состояния сложных технических систем. Основные положения и правила. М.: Стандартинформ, 2012. 15 с.
- 3 Ковалев, Б.К. Развитие ракетно-космических систем выведения: учебное пособие / Б.К. Ковалев. М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. 398 с.
- 4 Гамма, Р. Приемы объектно-ориентированного проектирования. Паттерны проектирования = Design Patterns: Elements of Reusable Object-Oriented Software [Текст]/ Р. Гамма, Р. Хелм, Дж. Джонсон, Влиссидес – СПб: «Питер», 2007. – 366 с. – ISBN 978-5-469-01136-1, 5-272-00355-1, 0-201-63361-2, 5-469-01136-4.
- 5 Кериевски, Д. Рефакторинг с использованием шаблонов (паттернов проектирования) = Refactoring to Patterns (Addison-Wesley Signature Series) [Текст]/ Д. Кериевски. М.: «Вильямс», 2006. – 400 с. – ISBN 0-321-21335-1
- 6 Скотт, В. Рефакторинг баз данных: эволюционное проектирование = Refactoring Databases: Evolutionary Database Design (Addison-Wesley Signature Series) [Текст]/ Скотт В. Эмблер, Прамодкумар Дж. Садаладж. М.: «Вильямс», 2007. 368 с. ISBN 0-321-29353-3.
- 7 Фаулер, М. Архитектура корпоративных программных приложений = Patterns of Enterprise Application Architecture (Addison-Wesley Signature Series) [Текст]/ М. Фаулер. М.: «Вильямс», 2007. 544 с. ISBN 0-321-12742-0.

8 Шаллоуей, А. Шаблоны проектирования. Новый подход к объектно-ориентированному анализу и проектированию = Design Patterns Explained: A New Perspective on Object-Oriented Design [Текст]/ А. Шаллоуей, Дж. Р. Тротт. М.: «Вильямс», 2002. 288 с. ISBN 0-201-71594-5.

9 Baranov, D. Soyuz 2 – Entering the Operational phase. [Text]/ F. Barreau, D. Baranov.// IAC-07-D1.1.01. International Astronautical Congress. Hyderabad, India. 2007. P.P. 129-132.

10 Baranov, D. The SOYUZ at Guyana Space Center project: an overview [Text]/ J.-M. Astorg, J.-P. Haignere, B. Yarotski, B. Gerard, D. Baranov, V. Klimov, O. Alymov. // IAC-06-D2.2.5. International Astronautical Congress, -Valencia, Spain. – 2006. – P.P. 125-135.

11 Baranov, D. The SOYUZ at the Guyana Space Centre programme. [Text] / H. Arend, D. Coulon, D. Crowther, J. Donadel, E. Lefort, J. Pascual, N. Pottier, J.-M. Astorg, B. Gérard, L. Taput, B. Yarotski, D. Baranov, V. Klimov, V. Asushkin, O. Alymov.// IAC-07-D2.4.08. International Astronautical Congress. Hyderabad, India. 2007. P. 325-333.

12 Baranov, D. The SOYUZ in French Guiana programme [Text] / J. Donadel, D. Coulon, N. Pottier, Ch. Brénéol, D. Crowther, E. Lefort, J. – M. Astorg, B. Gérard, L. Taput, B. Yarotski, D. Baranov, V. Klimov, V. Asushkin, O. Alymov.// International Astronautical Congress. – Glasgow, United Kingdom. – 2008. – P.P. 425-433.

13 Аппазов, Р.Ф. Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли [Текст] / Р. Ф. Аппазов, О. Г. Сытин. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. – 440 с.

14 Остославский, И.В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов // И.В. Остославский, И.В. Стражева. М.: Машиностроение, 1969. 499 с.

15 Сихарулидзе, Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов / Ю.Г. Сихарулидзе. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2011. 407 с.

16 Основы механики космического полета: учебное пособие / Д.Е. Охоцимский, Ю.Г. Сихарулидзе. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1990. 448 с.

17 Дубошин Г. Н. Небесная механика: основные задачи и методы. М.: Наука. 1975. 800 с.

18 Аксенов, Е.П. Теория движения искусственных спутников Земли. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит, 1977.

19 Глобальная модель вариаций плотности атмосферы Земли на высотах 0-150 км / А.А. Рамазов, Ю.Г. Сихарулидзе // Космические исследования. 1980. Т. 18, № 4. С. 527-534.

20 Модель сезонно-широтных вариаций плотности атмосферы Земли на высотах 0-150 км / А.А. Рамазов, Ю.Г. Сихарулидзе // Космические исследования. 1980. Т. 18, № 2. С. 219-227.

21 Вычислительная модель возмущенной атмосферы Земли / А.Н. Корчагин, П.М. Косточко, Ю.Г. Сихарулидзе // Космические исследования. 1999. Т. 37, № 3. С. 267-275.

22 Охоцимский, Д.Е. Некоторые вариационные задачи, связанные с запуском искусственного спутника Земли // Д.Е. Охоцимский, Т.М. Энеев. Успехи физ. наук, Т. LXIII, вып. 1а, 1957.

23 Эльсгольц, Л.Э. Вариационное исчисление: учебник. – М.: Изд-во ЛКИ, 2014. – 208 с.: ISBN 978-5-382-01476-0.

24 Пантелеев А.В. Вариационное исчисление в примерах и задачах: учебное пособие. М.: Изд-во МАИ, 2000. – 228 с.

25 Аппазов, Р.Ф. Баллистика управляемых ракет дальнего действия [Текст] / Р.Ф. Аппазов, С.С. Лавров, В.П. Мишин. М: Наука, 1966. 307 с., ил.

26 Баранов, Д.А. Определение массово-энергетических соотношений для параметрического ряда модификаций ракеты-носителя [Текст] / Д.А. Баранов, В.Д. Еленев // Самара: Вестник СГАУ. 2011. №2(26). С. 10-17.

27 Изон, Ф. Сравнение численных методов оптимизации для инженерного проектирования. [Текст]/ Ф. Изон // Конструирование и технология машиностроения. 1974. Т. 96. №1. С. 99-105.

28 А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, С.В. Тюлевин, С.И. Ткаченко, А.Д. Сторож, В.А. Капитонов, Г.Е. Фомин, В.Н. Новиков, С.В. Семенов, Д.А. Баранов, А.В. Смородин С17 Самарские ступени «семерки» – Самара, – 2016. – 312 с.: илл. ISBN 978-5-89850-163-1.

Учебное издание

*Аншаков Геннадий Петрович
Баранов Дмитрий Александрович
Четвериков Алексей Сергеевич*

**РАСЧЕТ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ
И ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК
РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ**

Учебное пособие

Редактор И.И. Спиридонова
Компьютерная верстка И.И. Спиридоновой

Подписано в печать 01.04.2021. Формат 60×84 1/16.

Бумага офсетная. Печ. л. 12,0.

Тираж 120 экз. (1-й з-д 1-75) Заказ .

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)
443086, САМАРА, МОСКОВСКОЕ ШОССЕ, 34.

Издательство Самарского университета.
443086, Самара, Московское шоссе, 34.