ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П.КОРОЛЕВА»

В. И. Куренков, Л. П. Юмашев

ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК И КОНСТРУКТИВНОГО ОБЛИКА РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Учебное пособие

Самара 2005

УДК 629.7.01

Куренков В. И., Юмашев Л. П. Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика ракет-носителей: Учеб. пособие/Под ред. чл.-корр РАН Д.И. Козлова. Самар. гос. аэрокосм. ун-т. – Самара, 2005. 240 с.

ISBN 5-7883-0343-5

Приведены основные соотношения теории ракетного движения, анализируется взаимосвязь летно-технических, критериальных и основных проектных характеристик ракет-носителей. Обсуждаются вопросы сбора и обработки статистических данных, анализируются общие технические требования, обсуждаются вопросы разработки тактико-технических требований при создании ракет-носителей.

Рассматриваются методики расчета характеристической скорости, выбора топлива, стартовой массы и количества ступеней ракеты-носителя, вопросы оптимального распределения масс ракетных блоков по ступеням ракеты-носителя при различных схемах соединения ракетных блоков.

Обсуждаются вопросы определения объемно-габаритных характеристик и построения компоновочной схемы, методики расчета масс основных элементов конструкции и определения массоинерционных и центровочных характеристик проектируемых ракет-носителей.

Рассматриваются разгонные и апогейные ракетные блоки, а также перспективные средства выведения космических аппаратов.

Учебное пособие предназначено студентам и дипломникам специальности 160801 «Ракетостроение», изучающим курс «Основы устройств и конструирования ракет», раздел «Проектирование ракет». Оно может быть использовано не только при изучении теоретического материала по проектированию ракет, но и при выполнении курсовых и дипломных проектов. Учебное пособие также может быть полезно работникам ракетно-космической отрасли для повышения их квалификации в общих вопросах проектирования ракет-носителей. Подготовлено на кафедре летательных аппаратов СГАУ.

Ил. 79. Табл. 24. Библиогр.: 41 назв.

Печатается по решению редакционно-издательского совета Самарского государственного аэрокосмического университета

Рецензенты: зам. Генерального конструктора ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» Г.Е. Фомин,
директор и главный конструктор Волжского КБ РКК «Энергия» С.А. Петренко

ISBN 5-7883-0343-5

© Куренков В. И., Юмашев Л. П., 2005.
© Самарский государственный аэрокосмический университет, 2005.

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ 6

1. ОБЩИЕ ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ 7
   1.1. История создания баллистических ракет и ракет-носителей 7
   1.2. Общие сведения о ракетно-космическом комплексе 11
   1.3. Основные ракеты-носители 11
   1.4. Классификация ракет-носителей 12
   1.5. Порядок проектирования 13
   1.6. Этапы создания и эксплуатации ракетно-космической техники 14

2. ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ ТЕОРИИ РАКЕТНОГО ДВИЖЕНИЯ 16
   2.1. Структура многоступенчатой ракеты 16
   2.2. Относительные характеристики масс составных частей ракеты 19
   2.3. Функциональная связь между относительными характеристиками масс составных частей ракеты 21
   2.4. Характеристические скорости ракеты 22
   2.5. Удельный импульс 23
   2.6. Влияние атмосферного давления на тягу ракетного двигателя 24
   2.7. Скорость ракеты с учетом реальных условий полета 25
   2.8. Типовая приближенно-оптимальная программа изменения угла наклона траектории ракеты 28

3. ХАРАКТЕРИСТИКИ И ОСНОВНЫЕ ПРОЕКТНЫЕ ПАРАМЕТРЫ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ 34
   3.1. Характеристики ракет-носителей 34
   3.2. Основные проектные параметры ракеты 36
   3.3. Выбор основных проектных параметров ракеты 37
   3.4. Сопоставление значений потерь скорости ракеты 47

4. СБОР И ОБРАБОТКА СТАТИСТИЧЕСКИХ ДАННЫХ ПО РАКЕТАМ-НОСИТЕЛЯМ 48

5. ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ 54
   5.1. Структура тактико-технических требований на создаваемые ракеты-носители 54
   5.2. Обзор общих технических требований, предъявляемых к ракетам-носителям 55
   5.3. Разработка тактико-технических требований в учебных курсовых проектах 65

6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИЧЕСКОЙ СКОРОСТИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ 70
6.1. Методы расчета характеристической скорости ракет-носителей 70
6.2. Старт к Луне и планетам 79

7. ВЫБОР ТОПЛИВА ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ РАКЕТ 86
7.1. Классификация топлива 86
7.2. Требования, предъявляемые к ракетным топливам 87
7.3. Характеристики ракетного топлива 88
7.4. Особенности использования твердого ракетного топлива 96
7.5. Критерии выбора топлива 97

8. ОПТИМАЛЬНОЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЕ МАССЫ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПО СТУПЕНЯМ И РАСЧЕТ СТАРТОВОЙ МАССЫ РАКЕТЫ 107
8.1. Задачи математического программирования 107
8.2. Постановка и решение задачи оптимального распределения массы ракеты-носителя по блокам методом неопределенных множителей Лагранжа 109
8.3. Постановка и решение задач оптимального распределения массы ракеты-носителя по блокам численными методами 113
8.4. Выбор количества ступеней ракеты-носителя 130

9. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫХ ОБЪЕМНО-ГАБАРИТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ 134
9.1. Определение объема ракеты-носителя и ее составных частей 134
9.2. Определение длины и диаметра ракеты-носителя 139

10. РАЗРАБОТКА ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ КОМПОНОВОЧНОЙ СХЕМЫ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ 141
10.1. Компоновка хвостовых отсеков 141
10.2. Компоновка топливных отсеков 145
10.3. Компоновка переходных отсеков 158
10.4. Компоновка приборных отсеков 160
10.5. Компоновка переходных отсеков и головных обтекателей 161

11. УТОЧНЕНИЕ КОМПОНОВОЧНОЙ СХЕМЫ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ 163

12. РАСЧЕТ МАСС ОСНОВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ 172
12.1. Предварительный расчет масс основных элементов конструкции ракеты-носителя 172

12.2 Предварительная массовая сводка 175
12.3. Проверка значений конструктивных характеристик ракетных блоков 177
12.4. Проектировочный расчет масс составных частей ракеты-носителя 178
12.5. Детальный расчет 200

13. РАСЧЕТ КООРДИНАТ ЦЕНТРА МАСС И МОМЕНТОВ ИНЕРЦИИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ 201
13.1. Расчет координат центра масс ракеты 201
13.2. Расчет моментов инерции ракеты 202
13.3. Расчетные таблицы 204
13.4. Расчет положения координат центра масс ракеты-носителя по времени полета 204

14. ОСНОВНЫЕ ЭТАПЫ РАЗРАБОТКИ ТЕХНИЧЕСКОГО ПРЕДЛОЖЕНИЯ И ЭСКИЗНОГО ПРОЕКТА 209
14.1. Выбор основных проектных характеристик и облика РН 209
14.2. Параметрический анализ влияния проектных характеристик на тактико-технические характеристики ракеты-носителя 211
14.3. Поверочный расчет 212
14.4. Выбор состава бортовых систем, принципов их работы и разработка технических заданий на составные части ракеты 213

15. РАЗГОННЫЕ И АПОГЕЙНЫЕ РАКЕТНЫЕ БЛОКИ 214
15.1. Космические разгонные блоки 214
15.2. Апогейные блоки 219

16. ПЕРСПЕКТИВНЫЕ СРЕДСТВА ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ 221
16.1. Модернизированные ракеты-носители на базе РН «Союз» 221
16.2. Создание серии ракет-носителей различной грузоподъемности на основе унификации ракетных блоков 223
16.3. Использование возвращаемых ракетных блоков 225
16.4.Морской старт 228
16.5. Старты с самолета 228
16.6. Полностью многоразовые многоцелевые авиационно-космические системы 233
16.7. Запуск малогабаритных космических аппаратов 233

ЗАКЛЮЧЕНИЕ 235

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ 236

ВВЕДЕНИЕ

Создание ракет – сложный, длительный и увлекательный процесс, начинающийся с момента появления замысла о необходимости создания новой ракеты-носителя, включающий эскизное проектирование, разработку рабочей документации, изготовление опытных образцов, различные виды испытаний, сдачу ракеты-носителя заказчику, организацию серийного изготовления, проведения работ в эксплуатирующей организации, авторского сопровождения и внесения изменений для совершенствования ракеты-носителя.

Все эти вопросы в той или иной степени отражены в учебных планах и рабочих программах специальности 160801 «Ракетостроение». В частности, теоретические и практические основы проектирования и конструирования ракет-носителей излагаются в дисциплине «Основы устройств и конструирования ракет».

Настоящее учебное пособие предназначено для изучения одного из заключительных разделов дисциплины «Основы устройств и конструирования ракет», а именно, раздела «Проектирование ракет». Материал пособия излагается в той последовательности, которая используется в реальной практике проектирования. Данное пособие может быть использовано не только для изучения теоретического материала, но и для выполнения курсовых проектов и дипломного проектирования.

Следует отметить, что многие разделы настоящего учебного пособия оригинальны и заимствованы из рукописей конспектов лекций Л. П. Юмашева, доцента кафедры летательных аппаратов СГАУ, который поставил эту дисциплину в СГАУ еще в 60-х годах 20-го века и читал лекции студентам до 2000 года. Кроме того, доцент Л. П. Юмашев поставил курсовой проект по данной дисциплине и разработал программное обеспечение для выбора основных проектных характеристик ракет-носителей, которое с успехом используется и в настоящее время.

Профессор Куренков В.И. дополнил и модернизировал курс лекций по данной дисциплине с учетом современных требований к ракетной технике и тенденции ее развития и подготовил этот курс лекций к печати в виде учебного пособия.

Хочется выразить глубокую признательность сотрудникам СГАУ - профессору В.М. Белоконову и доценту И.С. Ахмедьянову, рецензентам -заместителю Генерального конструктора ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» Г. Е. Фомину и директору, главному конструктору Волжского конструкторского бюро РКК «Энергия» С.А. Петренко, специалистам ракетно-космической отрасли - Е.Д. Штанько, В.А. Широкову, А.И. Прокопенко за ценные замечания и рекомендации, которые были учтены при подготовке рукописи учебного пособия к изданию.

1. ОБЩИЕ ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

1.1. История создания баллистических ракет и ракет-носителей

1.1.1. История создания первых ракет на жидких компонентах топлива

В 1933-1934 годах в СССР и Германии были проведены успешные пуски первых ракет на жидких компонентах топлива. Эти ракеты имели малую массу, небольшие габариты и достигали высот 1,5-2,5 км.

Разработка первой баллистической ракеты началась в Германии незадолго до начала Второй мировой войны.

Почему же стало создаваться такое сложное и дорогостоящее оружие, как баллистические ракеты? Ответ следует искать в экономике.

Дальнобойная пушка времен периода Первой мировой войны имела следующие характеристики:

- дальность стрельбы - 120 км;
- массу - 750 тонн;
- длину ствола – 34 м;
- вес снаряда – 120 кг.

Ствол необходимо было менять через каждые 50 выстрелов.

Поскольку затраты на производство и эксплуатацию таких пушек были велики, то в Германии было принято решение о создании исследовательского центра по разработке крылатых и баллистических ракет.

Такой центр с опытной станцией и заводом был построен в 1938 г. вблизи населенного пункта Пенемюнде на острове Узедом в Балтийском море. Там была разработана баллистическая ракета V-2 (А-4), которая могла доставлять взрывчатое вещество массой 1000 кг на расстояние до 300 км. Главным конструктором этой ракеты был Вернер фон Браун.

Корпус ракеты напоминал самолетный фюзеляж. Конструкционный материал корпуса - сталь, а топливные баки ракеты, находящиеся внутри корпуса, были выполнены из алюминиевого сплава.

Первая попытка запуска была весной 1942 г. Ракета пролетела около одного километра и упала. Первая успешно отработавшая ракета была запущена 3 октября 1942 г. Она достигла высоты 90 км и дальности 190 км.

В Нордхаузене были построены крупные серийные подземные заводы, которые выпускали ракету А-4. Эти заводы в 1944-1945 гг. выпускали по 25-30 ракет в сутки. Всего было сделано более 5000 ракет.

С 8 сентября 1944 г. велся обстрел Лондона этими ракетами.

Всего по Англии было выпущено 1402 ракеты, из них в Лондоне взорвалось 517 ракет.

1.1.2. Становление ракетной промышленности СССР

После Великой Отечественной войны в 1946 г. группы советских инженеров, специализирующиеся в области ракетной техники, были командированы в Германию. Одна из этих групп имела задание найти специалистов, занимающихся разработкой и производством ракет ФАУ-2, чертежи этой ракеты и оставшиеся в подземных заводах недостроенные части ракет, найти остатки оборудования заводов по производству ФАУ-2 и организовать сборку ракет из найденных частей. В состав этой группы входили С.П. Королев и Д. И. Козлов, внесшие большой вклад в развитие ракетно-космической отрасли. Задача, поставленная перед группой, была выполнена. В 1947 году недостроенные части ракет ФАУ-2 и оставшиеся специалисты были вывезены в СССР, в Подмосковье.

Научно-исследовательскому институту 88 (НИИ-88) в г. Подлипки Московской области была поставлена задача сначала разработать копию ракеты ФАУ-2, а затем на ее основе проектировать более совершенную технику. Потом НИИ-88 было преобразовано в опытно-конструкторское бюро (ОКБ). Вскоре руководителем этого ОКБ стал С.П. Королев.

Копия ракеты ФАУ-2 под индексом Р-1 была создана, и в 1948 г. состоялись ее первые пуски. Ракета была принята на вооружение, несмотря на недостатки, которые были известны проектантам и военным. Военные были против принятия на вооружение ракет ФАУ-2 и хотели иметь ракеты с лучшими характеристиками. Однако И. В. Сталин, по воспоминаниям Б.Е. Чертока - тогдашнего заместителя С. П. Королева, на одном из совещаний сказал маршалу, курирующему разработку ракет: «Вы правы, ракеты действительно не очень хороши, но мы все-таки попросим Вас взять их на вооружение. А пока Вы будете создавать новый род войск, обучать личный состав, мы попросим конструкторов разработать ракеты с более совершенными характеристиками». По-видимому, И. В. Сталин на этом совещании не хотел говорить о более важном назначении баллистических ракет как средств доставки ядерного оружия, которое вскоре должно было появиться в СССР.

Далее проектировались ракеты Р-2, которые были похожи на Р-1, но совершеннее их. Они имели отделяющуюся головную часть и несущий бак горючего.

Затем были созданы ракеты Р-5 и Р-5М. Последняя была испытана в 1954 г. и стала первой стратегической ракетой, способной доставить атомную бомбу на расстояние до 1200 км.

Тем не менее, по количеству баллистических ракет и боеголовок с атомными зарядами СССР в середине 50-х годов существенно отставал от США (примерно в 20 раз). Политическое руководство страны в лице Н.С.Хрущева поставило задачу перед конструкторами разработать межконтинентальную баллистическую ракету с термоядерным зарядом (водородной бомбой), способную достичь территории США.

В то время термоядерная боеголовка, созданная в СССР, имела массу примерно пять с половиной тонн. И для решения этой задачи надо было совершить качественный скачок в создании новых типов мощных баллистических ракет. Первой ракетой, способной доставить ядерный заряд с массой 5,5 тонн на территорию США, стала ракета Р-7. Ведущим конструктором этой ракеты был назначен Д. И. Козлов.

С.П. Королев и сотрудники его ОКБ с целью сокращения сроков разработки новой ракеты предложили использовать так называемую пакетную схему. Ракета в этом случае как бы состоит из связки отдельных относительно небольших ракетных блоков, которые к тому времени уже были разработаны. Топливо для этой ракеты было выбрано более совершенное, а именно жидкий кислород и керосин. Дальность полета головной части составляла 14 тыс. км.

К моменту завершения работ по ракете Р-7 «атомщики» разработали более совершенную боеголовку, масса которой была около полутора тонн. Поэтому ракета Р-7 с такой боеголовкой уже могла достичь практически любой точки поверхности Земли.

Для новых боеголовок создавались уже менее мощные ракеты.

В частности, в конце 50-х, начале 60-х годов XX века в конструкторском бюро г. Днепропетровска (на территории современной Украины) под руководством М. К. Янгеля были разработаны сначала одноступенчатая баллистическая ракета 8К63, затем двухступенчатая баллистическая ракета Р16 (8К64) на токсичных компонентах топлива. Эти ракеты были приняты на вооружение.

В ОКБ С.П. Королева была разработана двухступенчатая баллистическая ракета Р9 (8К75), в которой использовались в качестве компонентов топлива керосин и жидкий кислород. Эта ракета имела уже не пакетную схему, а состояла из последовательно соединенных ракетных блоков. Ракета Р-9 также была принята на вооружение.

Следует отметить, что в ОКБ С. П. Королева разрабатывалась так называемая глобальная ракета 8К713, которая могла выводить ядерный заряд на орбиту Земли. В нужный момент с помощью второго запуска ракетного блока третьей ступени головная часть с водородной бомбой могла быть заторможена, войти в плотные слои атмосферы и попасть в расчетную точку поверхности Земли. Однако в серию такая ракета не пошла.

Далее в СССР разрабатывались и другие баллистические ракеты с различной стартовой массой и дальностью полета головных частей.

1.1.3. Первые космические полеты

Руководство СССР поддержало идею ученых, в частности академика М.В.Келдыша и С. П. Королева, о запуске первого искусственного спутника Земли, чтобы продемонстрировать всему миру, что СССР обладает мощной ракетной техникой, способной доставить головные части с атомным зарядом практически в любую точку земного шара. Таким образом, ракета Р7 стала первой в мире ракетой-носителем.

1.2. Общие сведения о ракетно-космическом комплексе

Ракета-носитель (ракетно-космическая система) представляет собой сложную техническую систему как по своему структурному составу, так и по функционированию. В свою очередь, ракета-носитель является чсастью более сложной системы – ракетно-космического комплекса.

Ракетно-космический комплекс – это совокупность ракеты-носителя (РН) или ракетно-космической системы и космодрома, обеспечивающего предстартовую подготовку и пуск ракеты-носителя (ракетно-космической системы), траекторные измерения, выдачу команд, прием и обработку телеметрической информации [18].

1.3. Основные ракеты-носители

На рис. 1.1 представлены основные ракеты-носители мира.

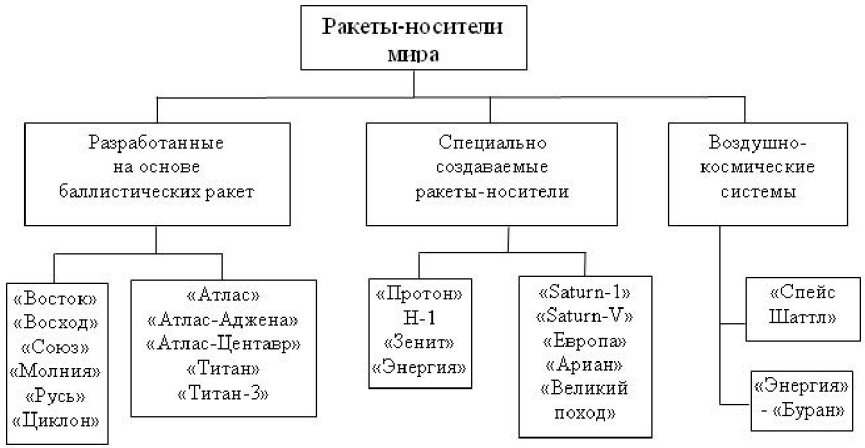


Рис. 1.1. Основные ракеты-носители мира

1.4. Классификация ракет-носителей

Классификация ракет-носителей проводится по признакам, которые приведены ниже.

Классификация по *грузоподъемности* (выведение на круговую орбиту высотой 200 км):

- малые (до 5 т);
- средние (5…10 т);
- тяжелые (10…15 т);
- сверхтяжелые (свыше 15 т).

Классификация по *количеству ступеней*:

- двухступенчатые;
- трехступенчатые;
- двух- и трехступенчатые с разгонными блоками.

Классификация по *схеме соединения ступеней*:

- с последовательным соединением ступеней (схема “тандем”);
- с параллельным соединением ступеней (при одновременном начале работы всех ступеней - схема «пакет»);
- со смешанным соединением ступеней (ракетные блоки первой и второй ступени соединены параллельно, а ракетный блок третьей ступени соединен последовательно с ракетным блоком второй ступени – так называемый “трехступенчатый пакет”;
- схема с отделяемыми внешними (боковыми) двигателями.

Классификация *по токсичности топлива*:

- токсичные (с длительным сроком хранения в заправленном состоянии, например РН “Протон”, конверсионная двухступенчатая баллистическая ракета “Днепр”);
- нетоксичные (с ограниченным сроком хранения в заправленном состоянии, например РН “Союз”, “Сатурн-V”);
- с нетоксичными компонентами топлива основных ступеней РН и наличием разгонного блока с токсичными компонентами топлива, например РН “Союз” с разгонным блоком “Фрегат”.

Классификация *по фазовому составу топлива*:

- жидкие компоненты топлива (РН “Союз”, “Сатурн-V” и др.);
- твердые компоненты топлива (РН “Старт” на базе баллистических ракет “Пионер” и “Тополь”).

- ракеты-носители с наличием ракетных блоков и на жидком топливе, и на твердом топливе (“Space Shuttle”);
- ракеты-носители с наличием ракетных блоков на комбинированных компонентах топлива (твердое горючее и жидкий окислитель, например, проект РН на базе противоспутниковой трехступенчатой ракеты-перехватчика, стартующей с самолета МиГ-31).

Классификация по *наличию возвращаемых ракетных блоков*:

- ракетные блоки одноразового применения;
- возвращаемые ракетные блоки (спуск на парашюте, на дельтаплане или самолетный спуск ракетных блоков первой ступени, например ракетный блок «Байкал»).

Классификация *по методу старта*:

- наземный неподвижный;
- наземный подвижный (железнодорожные платформы или тягачи на колесном шасси);
- морской старт (с плавучей специальной платформы, например РН “Зенит”);
- воздушный старт (с самолетов-носителей, например проекты “Молния”, “Бурлак”, проект филиала РКК «Энергия» и др.).

1.5. Порядок проектирования

Проектирование – один из начальных этапов создания современных технических систем и объектов и, в частности, ракет-носителей (РН) и баллистических ракет (БР).

Проектирование - это творческий процесс поиска и нахождения рациональных (в определенном смысле) решений, обеспечивающих создание технических объектов, комплексов и систем, удовлетворяющих заданным требованиям.

Проект – результат проектирования (projectus (лат.) – брошенный вперед).

Проект должен содержать:

общий замысел;

план создания РН (БР);

конкретные технические решения по бортовым системам, агрегатам, элементам.

Затраты на выполнение собственно проекта составляют 5-10 % от общих затрат на создание изделия, включающего кроме проектирования:

подготовку производства;

изготовление опытных образцов;

экспериментальную отработку.

Ошибки на этапе проектирования самые "дорогие". Соотношение затрат на исправление ошибок на этапах проектирования, отработки, производства и эксплуатации примерно составляет 1:10:100:1000.

Принципиальные ошибки, как правило, вообще не могут быть исправлены на стадии эксплуатации.

1.6. Этапы создания и эксплуатации ракетно-космической техники

Укрупненные этапы создания и эксплуатации ракетно-космической техники представлены ниже.

1. Этап научно-исследовательских работ (поисковые работы, разработка тактико-технических требований).

2. Опытно-конструкторские работы (ОКР).

2.1. Разработка технического предложения.

2.2. Разработка эскизного проекта.

2.3. Разработка технического проекта (рабочей документации).

2.4. Изготовление опытных образцов и их испытания (этап ОКР).

2.4.1. Наземные автономные испытания (НАИ), включая конструкторско-доводочные испытания.

2.4.2. Наземные комплексные испытания (НКИ).

2.4.3. Летные конструкторские испытания (ЛКИ).

3. Серийное производство.

4. Эксплуатация.

Блок-схема алгоритма проектирования РН на начальных этапах разработки ракеты-носителя представлена на рис. 1.2.



Рис. 1.2. Блок-схема алгоритма проектирования ракет-носителей на этапах разработки технического предложения и эскизного проектирования

2. ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ ТЕОРИИ РАКЕТНОГО ДВИЖЕНИЯ

2.1. Структура многоступенчатой ракеты

Ракетным блоком (или ускорителем) называется каждая отдельная часть ракеты, предназначенная для разгона полезной нагрузки. Ракетный блок содержит массу конструкции и массу топлива.

Ступенью называется соединение ракетных блоков с полезной нагрузкой, которые разгоняют полезную нагрузку.

Полезной нагрузкой первой ступени ракеты считается вторая ступень, для второй - третья и т.д. Полезной нагрузкой последней ступени ракеты считается груз, выводимый на заданную орбиту.

В некоторых источниках ступень называют субракетой [9,11].

На рис. 2.1 представлена схема двухступенчатой ракеты с последовательным соединением ракетных блоков (схема “тандем”).

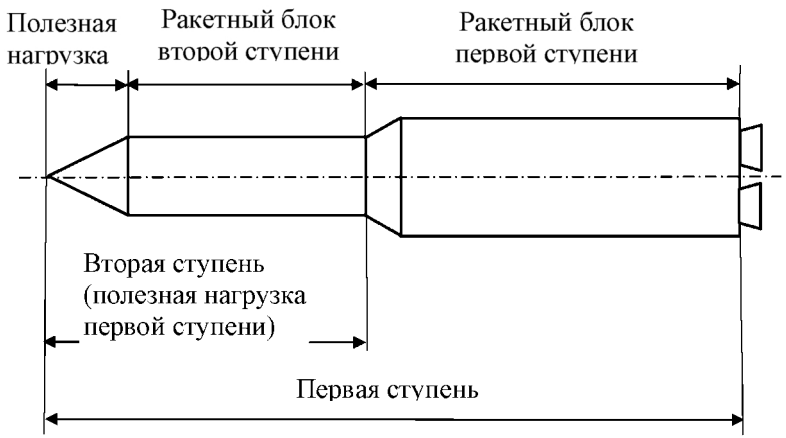


Рис. 2.1. Двухступенчатая ракета с последовательным соединением ракетных блоков

Ракетные блоки также называют ускорителями.

На рис. 2.2 представлена схема двухступенчатой ракеты с параллельным соединением ракетных блоков (схема “пакет”).

Такая схема реализована на ракете Р-7, ракете-носителе “Энергия” и др.

Следует отметить, что второй ступенью ракет с параллельным соединением ракетных блоков (при схеме с одновременным запуском двигателей всех ракетных блоков при старте) считается центральный блок без части топлива, которое было выработано из центрального блока до отделения боковых блоков.

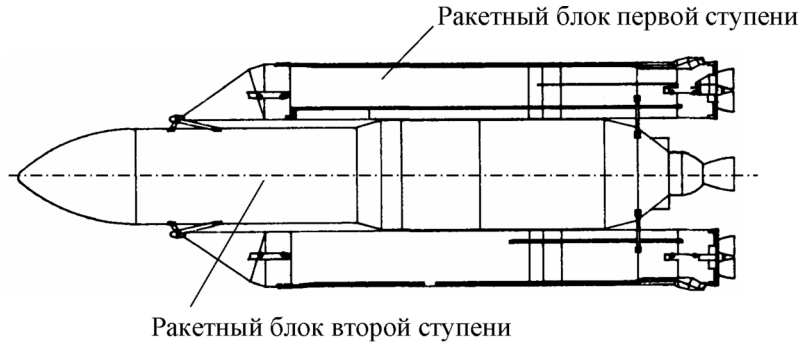


Рис. 2.2. Двухступенчатые ракеты с параллельным соединением ракетных блоков

На рис. 2.3 представлена схема трехступенчатой ракеты с параллельным соединением ракетных блоков первой и второй ступеней и последовательным соединением ракетного блока третьей ступени (схема “смешанное соединение” или «трехступенчатый пакет»).

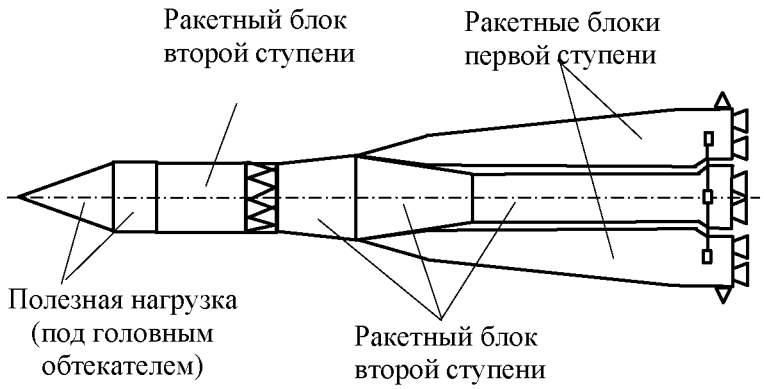


Рис. 2.3. Трехступенчатая ракета со смешанным соединением ракетных блоков

Такая схема реализована на ракетах-носителях “Восток”, “Союз” и др.

На рис. 2.4 представлена схема со сбрасываемыми боковыми двигателями.

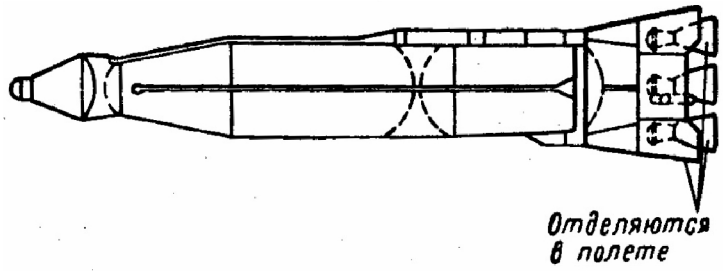


Рис. 2.4. Ракета со сбрасываемыми боковыми двигателями

Отделяющиеся в полете двигатели еще называют отделяемыми бустерными приставками [36] или вырожденными ускорителями [40]. Такая схема была реализована при создании американской баллистической ракеты “Атлас”.

2.2. Относительные характеристики масс составных частей ракеты

Число Циолковского одноступенчатой ракеты z есть отношение начальной массы ракеты m_0 к массе ракеты после выработки топлива m_T:

$$z = \frac{m_0}{m_0 - m_T}.$$

Число Циолковского i-й ступени многоступенчатой ракеты z_i есть отношение начальной массы i-й ступени ракеты m_{0i} к массе i-й ступени ракеты после выработки топлива из этой ступени ракеты:

$$z_i = \frac{m_{0i}}{m_{0i} - m_{Ti}}. \qquad (2.1)$$

Относительная конечная масса i-ой ступени ракеты μ_{ki} есть отношение массы ступени после выработки топлива m_{ki} (конечной массы ступени) к начальной массе i-й ступени ракеты m_0:

$$\mu_{ki} = \frac{m_{ki}}{m_{0i}}. \qquad (2.2)$$

Поскольку $m_{ki} = m_{0i} - m_{Ti}$, то очевидно, что число Циолковского связано с характеристикой μ_{ki} следующим соотношением:

$$z_i = \frac{1}{\mu_{ki}}.$$

Конструктивная характеристика i-го ракетного блока s_i есть от-

ношение массы i-го ракетного блока $m_{Б\,i}$, заполненного топливом, к массе конструкции i-го ракетного блока $m_{K\,i}$ (без топлива):

$$s_i = \frac{m_{Б\,i}}{m_{K\,i}} \quad \text{или} \quad s_i = \frac{m_{Б\,i}}{m_{Б\,i} - m_{T\,i}}. \qquad (2.3)$$

Отношение начальной массы i-й ступени ракеты m_{0i} к массе полезной нагрузки i-й ступени $m_{ПН\,i}$ [9]:

$$p_i = \frac{m_{0i}}{m_{ПН\,i}}. \qquad (2.4)$$

Следует отметить, что полезной нагрузкой i-й ступени ракеты является $i+1$-я ступень той же ракеты, а полезной нагрузкой последней ступени ракеты $m_{ПН}$ является космический аппарат (или космический комплекс с разгонными блоками).

Очевидно, что для многоступенчатой ракеты справедливо следующее выражение:

$$p_0 = \frac{m_0}{m_{ПН}} = \frac{m_0}{m_{02}} \cdot \frac{m_{02}}{m_{03}} \cdot \ldots \frac{m_{0n}}{m_{ПН}} = p_1 \cdot p_2 \cdot \ldots \cdot p_n, \qquad (2.5)$$

где p_0 - отношение начальной массы ракеты (первой ступени) к массе полезной нагрузки;

m_0, m_{02}, m_{03} - начальные массы первой, второй и третьей ступеней ракеты;

m_{0n} - масса последней ступени ракеты:

p_1, p_2, p_n - отношение масс соответственно первой, второй и n-й ступеней ракеты к массам их полезных нагрузок соответственно.

2.3. Функциональная связь между относительными характеристиками масс составных частей ракеты

В качестве исходной зависимости для получения функциональной связи между относительными характеристиками масс составных частей ракеты будем использовать формулу для расчета конструктивной характеристики ракетного блока, то есть формулу (2.3).

Учитывая, что масса i-го ракетного блока $m_{Б\,i}$ равна разности между начальной массой i-го ракетного блока m_{0i} и массой полезной нагрузки i-го ракетного блока $m_{ПН\,i}$, а масса конструкции i-го ракетного блока $m_{K\,i}$ равна разности между конечной массой i-го ракетного блока $m_{k\,i}$ и массой полезной нагрузки i-го ракетного блока $m_{ПНi}$, формулу (2.3) можно представить в следующем виде:

$$s_i = \frac{m_{Б\,i}}{m_{K\,i}} = \frac{m_{0i} - m_{ПН\,i}}{m_{k\,i} - m_{ПН\,i}}.$$

Поделив и числитель, и знаменатель правой части этой зависимости на начальную массу i-го ракетного блока m_{0i} и учитывая выражения (2.1) и (2.4), получаем следующее соотношение:

$$s_i = \frac{m_{0i} - m_{ПН\,i}}{m_{k\,i} - m_{ПН\,i}} = \frac{\frac{m_{0i}}{m_{0i}} - \frac{m_{ПН\,i}}{m_{0i}}}{\frac{m_{k\,i}}{m_{0i}} - \frac{m_{ПН\,i}}{m_{0i}}} = \frac{1 - \frac{1}{p_i}}{\frac{1}{z_i} - \frac{1}{p_i}} = z_i \cdot \frac{p_i - 1}{p_i - z_i}.$$

Разрешаем это уравнение относительно параметра p_i, получаем

$$p_i = z_i \cdot \frac{s_i - 1}{s_i - z_i}. \qquad (2.6)$$

Это и есть искомая связь между относительными характеристиками масс составных частей ракеты.

2.4. Характеристические скорости ракеты

Располагаемая характеристическая скорость $V_X^{расп}$ - скорость ракеты, которую она приобрела бы после выработки всего топлива при прямолинейном движении в безвоздушном пространстве и без воздействия сил тяготения небесных тел [10]. В работе [15] такая скорость называется *идеальной* скоростью ракеты $V_{X\,ид}$. Эту скорость можно рассчитать по формуле, выведенной К. Э. Циолковским (формула Циолковского):

$$V_X^{расп} = \sum_{i=1}^{N} w_i \cdot \ln z_i \qquad \text{или} \qquad V_X^{расп} = -\sum_{i=1}^{N} w_i \cdot \ln \mu_{ki}\,, \qquad (2.7)$$

где w_i - эффективная скорость истечения газов из сопла двигателя *i*-й ступени;

z_i – число Циолковского *i*-й ступени;

N – количество ступеней РН;

μ_{ki} - относительная конечная масса *i*-й ступени ракеты, которая определяется выражением (2.2).

Для проектных расчетов используют также и другие характеристические скорости, приведенные ниже [10].

Идеальная потребная характеристическая скорость $V_{X\,ид}^{потр}$ - скорость, которую нужно сообщить у поверхности Земли мгновенным импульсом полезной нагрузке, чтобы она вышла в заданную точку орбиты с заданной скоростью выведения без учета потерь из-за сопротивления атмосферы.

Эта скорость учитывает изменение потенциальной энергии ракеты и может быть рассчитана из закона сохранения энергии в центральном поле тяготения [10]. В частности, для вывода полезной нагрузки на околоземную круговую опорную орбиту с радиусом r_{OO} идеальная потребная характеристическая скорость может быть подсчитана по следующей зависимости [10]:

$$V_{X\,ид}^{потр} = \sqrt{\frac{\mu_З}{r_{OO}}\left(\frac{2r_{OO}}{R_З} - 1\right)}\,, \qquad (2.8)$$

где $\mu_З = 3{,}986 \cdot 10^5\ км^3/с^2$ - гравитационная постоянная Земли;

$R_З = 63714\ км$ - средний радиус Земли.

Потребная характеристическая скорость $V_X^{потр}$ - скорость, которая необходима для обеспечения вывода на орбиту или сообщения полезной нагрузке заданного вектора скорости в заданной точке космического пространства с учетом всех потерь:

$$V_X^{потр} = V_{X\,ид}^{потр} + \Delta V\,, \qquad (2.9)$$

где ΔV - потери скорости.

2.5. Удельный импульс

Удельный импульс является одной из важнейших характеристик топлива и двигателя. Удельный импульс выражается следующим соотношением:

$$J_{уд} = \frac{R}{\dot{m}}\,, \qquad (2.10)$$

где R – тяга двигателя;

$\dot{m}$ - секундный расход топлива.

Размерность удельного импульса выражается в м/с:

$$\frac{Н}{кг/с} = \frac{кг \cdot м/с^2}{кг/с} = \frac{м}{с}\,.$$

Поскольку размерность удельного импульса такая же, как и размерность скорости (м/с), то эту характеристику еще называют скоростью истечения газа из сопла двигательной установки w, то есть $J_{уд} = w$.

В специальной литературе, выпущенной ранее, чем была принята система СИ, использовали характеристику «удельная тяга», которая равна отношению тяги двигателя R к секундному расходу веса топлива $\dot{G}$:

$$P_{уд} = \frac{R}{\dot{G}}.$$

Размерность удельной тяги выражается в секундах:

$$\left[\frac{\text{кГс}}{\text{кГс/с}} = \text{с}\right]$$

Связь между удельным импульсом и удельной тягой определяется следующим очевидным соотношением:

$$J_{уд} = w = P_{уд} g_o . \qquad (2.11)$$

Как было отмечено в работе [13], удельную тягу в различных источниках иногда называют удельным импульсом. Путаница в терминологии может привести к проектным ошибкам. Например, одному из спускаемых марсианских модулей из-за такой ошибки не хватило характеристической скорости для торможения вблизи поверхности Марса и он разбился. Поэтому при работе со старой литературой прежде всего необходимо обращать внимание на размерность удельных импульсов.

Поскольку удельный импульс в системе СИ имеет размерность скорости (м/с), то эту характеристику еще называют скоростью истечения газа из сопла двигательной установки w.

Удельный импульс топлива и двигателя зависит от высоты полета летательного аппарата. Рассмотрим этот вопрос подробнее.

2.6. Влияние атмосферного давления на тягу ракетного двигателя

Тяга двигателя с учетом сил, возникающих на срезе сопла двигателя от давления атмосферы, составляет

$$R = R_{\text{п}} - s_c p(y) = R_{\text{п}} - (s_c p_o)\frac{p(y)}{p_0}, \qquad (2.12)$$

где $R_{\text{П}}$ – тяга двигателя в пустоте;

p_0 - давление на поверхности Земли;

s_c - площадь среза сопла двигателя;

$p(y)$ - давление на высоте y.

Здесь учтен тот факт, что давление атмосферы через сверхзвуковую струю газов на срез сопла двигателя не передается.

Учитывая, что произведение площади сопла двигателя на давление атмосферы на уровне поверхности Земли равно разности тяги двигателя в пустоте и тяги двигателя на уровне поверхности Земли, то есть $s_c \cdot p_0 = (R_{\text{п}} - R_0)$, где P_0 – тяга двигателя у поверхности Земли, выражение (2.12) можно представить в следующем виде

$$R = R_n - (R_n - R_0)\frac{p(y)}{p_0}. \qquad (2.13)$$

Можно условно считать, что от высоты полета зависит скорость истечения газов из сопла двигателя (или удельный импульс):

$J_{удП} = w_n = \dfrac{R_n}{\dot{m}}$ - удельный импульс (или скорость истечения газов из сопла двигателя) в пустоте;

$w_0 = J_{уд0} = \dfrac{R_0}{\dot{m}}$ - удельный импульс (или скорость истечения газов из сопла двигателя) на поверхности Земли.

2.7. Скорость ракеты с учетом реальных условий полета

Примем следующие допущения.

1. Ускорение земного тяготения для высот выведения КА на низкие

орбиты (до 200 км) не зависит от высоты полета, то есть $g = g_0$, где g_0 - ускорение на поверхности Земли.

2. Поле тяготения для первой ступени ракеты – плоскопараллельное. То есть, влиянием кривизны поверхности Земли на участке полета первой ступени ракеты пренебрегаем.

3. Угол атаки α (в пределах 0…5°) слабо влияет на скорость полета ракеты, то есть $\cos\alpha \approx 1$.

Составим уравнения движения ракеты как материальной точки с учетом принятых допущений. Схема сил, действующих на ракету на активном участке траектории, представлена на рис. 2.5.

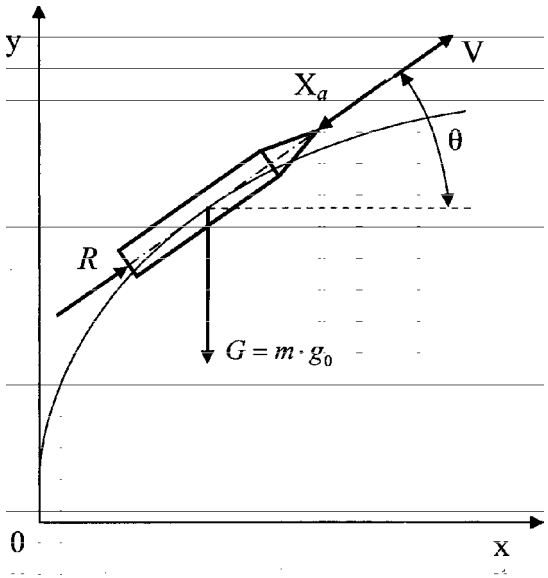


Рис. 2.5. Схема для составления дифференциальных уравнений движения ракеты на активном участке траектории

На этой схеме введены следующие обозначения:

xOy – система координат:

R - сила тяги двигателя;

X_a - сила лобового сопротивления;

G - сила тяжести ракеты;

Θ - угол наклона траектории ракеты;

V - вектор скорости ракеты.

Дифференциальные уравнения движения с учетом принятых допущений будут следующими:

$$\left.\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= \frac{R - X_a}{m} - g_o \sin\Theta, \\ \frac{dy}{dt} &= V\sin\Theta, \\ \frac{dx}{dt} &= V\cos\Theta. \end{aligned}\right\} \qquad (2.14)$$

Для решения этой системы уравнений не хватает уравнения, определяющего угол наклона траектории Θ в каждый момент времени полета ракеты. Поэтому будем предполагать, что при полете ракеты реализуется типовая программа изменения угла наклона траектории , которая будет рассмотрена подробнее позже.

Считаем, что масса ракеты изменяется по следующему закону:

$$m = m_0 - \dot{m}\cdot t\,, \qquad (2.15)$$

где $\dot{m}$ - расход топлива в единицу времени (секундный расход топлива).

Тяга двигателя определяется выражением (2.12).

Сила аэродинамического сопротивления определяется по следующей зависимости:

$$X_a = c_x \cdot q \cdot S_M\,, \qquad (2.16)$$

где c_x - коэффициент лобового сопротивления ракеты;

q - скоростной напор;

S_M - площадь миделя ракеты.

Проинтегрируем первое из уравнений системы (2.14) с учетом выражений (2.12), (2.15) и (2.16) [20, 40]:

$$V = \int_0^{t_k} \left(\frac{R - X_a}{m} - g_0 \sin\Theta \right) \cdot dt =$$

$$= \int_0^{t_k} \frac{R_n}{m} \cdot dt - \int_0^{t_k} g_0 \cdot \sin\theta \cdot dt - \int_0^{t_k} \frac{X_a}{o} \cdot dt - s_c \int_0^{t_e} p(y) \cdot dt , \qquad (2.17)$$

где t_k - время окончания работы двигателей ракеты.

С помощью этого выражения можно рассчитать скорость ракеты к моменту времени t_k в условиях полета, близких к реальным.

2.8. Типовая приближенно-оптимальная программа изменения угла наклона траектории ракеты

Как показали исследования [10, 11, 19, 22], задача об определении оптимальной траектории (оптимального закона изменения угла наклона траектории ракеты), по существу, является вырожденной. Поэтому программу изменения угла наклона траектории практически выбирают, исходя из следующих принятых ограничений.

1. Старт ракеты-носителя или баллистической ракеты должен быть вертикальным (по соображениям затраты массы конструкции корпуса ракеты на реализацию свойств прочности этого корпуса).

Продолжительность этого участка (0…t_p) определяется достижением такой скорости ракеты, при которой возможен разворот ракеты с помощью аэродинамических сил. Из статистики такая скорость составляет V_1 = 25…50 м/с. Угол атаки на этом участке должен быть равным нулю $\alpha(t) = 0$.

2. Закон изменения угла наклона траектории $\Theta(t)$ должен быть непрерывным. Кроме того, непрерывными также должны быть угловые скорости $\dot{\Theta}(t)$ изменения этого угла. Причем угловые ускорения ограничены моментом сил, который могут создать рулевые органы ракеты.

3. При прохождении околозвукового диапазона скоростей (M = 0,8…1,2) угол атаки также должен быть равным нулю $\alpha(t) = 0$. Это ограничение связано с резким изменением производных от коэффициентов подъемной силы по углу атаки при прохождении через скорость звука.

4. Сверхзвуковой диапазон скоростей в диапазоне чисел Маха M = 1,2…2,0, который соответствует прохождению ракетой максимального скоростного напора примерно на высотах 10...12 км, ракета также должна проходить при углах атаки, близких к нулю $\alpha(t) = 0$. Это ограничение также связано с ограничениями по несущей способности корпуса ракеты по прочности (иначе корпус ракеты необходимо делать более прочным и, следовательно, более тяжелым).

5. Отделение ракетных блоков (разделение ступеней ракеты) и сброс головного обтекателя, с целью обеспечения надежного (безударного) отделения, должны производиться при малых скоростных напорах. Практически это ограничение приводит к тому, что разделение первой и второй ступеней должно происходить на высоте не менее 50 км.

Описание типовой приближенно-оптимальной программы изменения угла наклона траектории первой ступени ракеты приведено ниже.

1. Вертикальный участок. На этом участке угол атаки должен быть равным нулю, а угол наклона траектории должен быть равным $\Theta(t) = 90^\circ$. Этот участок кончается при достижении ракетой скорости V_1 = 50 м/с (соответствующее время полета t_p).

2. Участок начального и гравитационного разворота ракеты по плавной параболической кривой с учетом того, что в конце работы первой ступени угол наклона траектории должен быть равен некоторому значению, которое является оптимальным для начала работы второй ступени ракеты. Функция изменения программного угла наклона траектории на участке начального и гравитационного разворота ракеты на интервале времени $(t_p \le t \le t_{1к})$ принимается следующей:

$$\Theta(t)=\frac{\left(\frac{\pi}{2}-\Theta_{1k}\right)}{\left(t_{1k}-t_p\right)^2}\left(t_{1k}-t\right)^2+\Theta_{1k}, \qquad (2.18)$$

где Θ_{1k} - значение угла наклона траектории в конце работы первой ступени;

t_{1k} - время окончания работы первой ступени ракеты;

t_p - время начала разворота первой ступени ракеты;

t - текущее время полета первой ступени ракеты.

Замечаем, что при $t=t_p$ угол наклона траектории равен 90 градусов, $\Theta\left(t_p\right)=\frac{\pi}{2}$, а при $t=t_{1k}$ этот угол становится равным углу наклона траектории в конце полета первой ступени, $\Theta\left(t_{1k}\right)=\Theta_{1k}$.

График этой зависимости представлен на рис. 2.6 в пределах времени полета ракеты от t_p до t_{1k}.

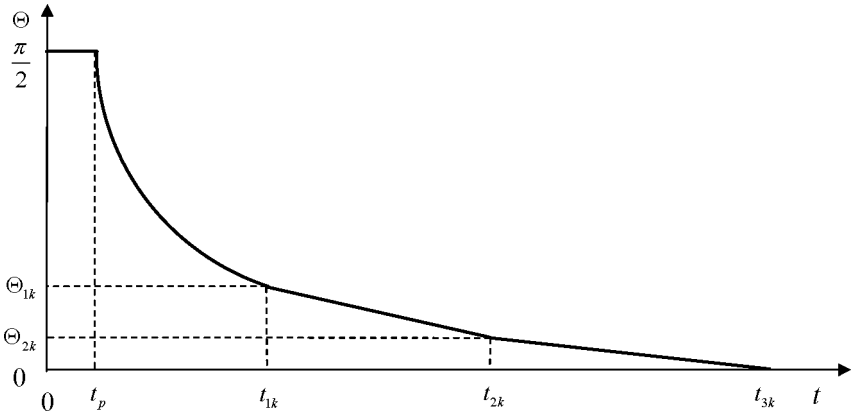


Рис. 2.6. График изменения программного угла наклона траектории для типовой приближенно-оптимальной траектории ракеты-носителя

При движении второй и третьей ступеней ракеты большинство из приведенных ограничений снимается и решение вариационной задачи (определение оптимальной программы изменения угла наклона траектории) становится возможным.

Угол наклона траектории на участке полета **второй ступени** на интервале времени полета ракеты $\left(t_{1k}\le t\le t_{2k}\right)$, где t_{2k} - время окончания полета второй ступени, должен изменяться по линейному закону от Θ_{1K} до Θ_{2K}:

$$\Theta(t)=\Theta_{1k}-\frac{\left(t-t_{1k}\right)}{\left(t_{2k}-t_{1k}\right)}\left(\Theta_{1k}-\Theta_{2k}\right), \qquad (2.19)$$

где Θ_{2k} - значение угла наклона траектории в конце работы второй ступени;

t_{2k} - время окончания полета второй ступени.

Замечаем, что при $t=t_{1k}$ угол наклона траектории равен конечному углу в конце работы первой ступени $\Theta\left(t_{1k}\right)=\Theta_{1k}$, а при $t=t_{2k}$ этот угол становится равным углу наклона траектории в конце полета второй ступени $\Theta\left(t_{2k}\right)=\Theta_{2k}$.

Для двухступенчатой ракеты конечный угол наклона траектории второй ступени должен быть равным нулю $\Theta_{2k}=0$. Тогда из выражения (2.19), в частности, можно получить

$$\Theta(t)=\Theta_{1k}-\frac{\left(t-t_{1k}\right)}{\left(t_{2k}-t_{1k}\right)}\Theta_{1k}=\Theta_{1k}\left(1-\frac{\left(t-t_{1k}\right)}{\left(t_{2k}-t_{1k}\right)}\right)=$$

$$=\Theta_{1k}\left(\frac{t_{2k}-t_{1k}-t+t_{1k}}{t_{2k}-t_{1k}}\right)=\Theta_{1k}\left(\frac{t_{2k}-t}{t_{2k}-t_{1k}}\right).$$

Программа изменения угла наклона траектории на участке полета **третьей ступени** на интервале времени полета ракеты $\left(t_{2к} \le t \le t_{3к}\right)$, где t_{2k} - время окончания полета третьей ступени, также должна соответствовать линейному закону от угла наклона траектории в конце работы второй ступени Θ_{2k} до угла наклона траектории в конце работы третьей ступени Θ_{3k}:

$$\Theta\left(t\right) = \Theta_{2k} - \frac{\left(t - t_{2k}\right)}{\left(t_{3k} - t_{2k}\right)}\left(\Theta_{2k} - \Theta_{3k}\right). \qquad (2.20)$$

В частности, для трехступенчатой ракеты конечный угол наклона траектории должен быть равным нулю $\Theta_{3k} = 0$ и формулу (2.20), по аналогии со случаем с двухступенчатой ракетой, можно привести к следующему виду:

$$\Theta\left(t\right) = \Theta_{2k}\left(\frac{t_{3k} - t}{t_{3k} - t_{2k}}\right).$$

Следует также отметить, что в приведенной приближенно-оптимальной программе изменения угла наклона траектории отсутствуют участки "выдерживания" перед разделением ступеней, так как они слабо влияют на результирующую скорость ракеты.

Параметры Θ_{1k} и Θ_{2k} считаются варьируемыми при решении оптимизационной задачи по выбору программы угла наклона траектории. В первом приближении для двухступенчатой ракеты можно брать $\Theta_{1k} \approx 30...45^{o}$, а для трехступенчатой ракеты

$$\Theta_{2k} \approx \left(\frac{1}{4}...\frac{1}{3}\right)\Theta_{1k}. \qquad (2.21)$$

На последующих этапах проектирования ракеты-носителя оптимизируется уже не программа наклона траектории, а программа изменения угла тангажа с учетом изменения углов атаки при управлении ракетой.

Следует отметить, что в приведенных выше рассуждениях нигде не использовались стартовая масса ракеты или масса полезного груза, так как оптимальная программа изменения угла наклона траектории нечувствительна к этим параметрам. В этой связи уместно говорить о семействе подобных ракет-носителей, запускаемых по типовой приближенно-оптимальной траектории.

3. ХАРАКТЕРИСТИКИ И ОСНОВНЫЕ ПРОЕКТНЫЕ ПАРАМЕТРЫ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

3.1. Характеристики ракет-носителей

Характеристики ракет-носителей можно разделить на три группы:

- летно-технические;
- массогабаритные и энергетические;
- критериальные.

К ***основным летно-техническим*** характеристикам ракет-носителей относят:

- массу полезной нагрузки;
- высоты орбит;
- точность выведения полезной нагрузки в заданную точку пространства по высотам, вектору скорости и времени;
- время для подготовки и осуществления запуска и др.

К ***частным летно-техническим*** характеристикам ракеты-носителя относят:

программу угла наклона траектории;

углы тангажа и углы атаки в процессе полета;

скорость полета ракеты в произвольный момент времени;

значение массы ракеты-носителя в произвольный момент времени;

значения коэффициентов перегрузок и др.

Характеристики, связанные с динамикой полета ракеты-носителя, называют также ***проектно-баллистическими параметрами.***

Летно-технические характеристики задаются в техническом задании на разработку ракетно-космического комплекса.

К ***основным массогабаритным и энергетическим*** характеристикам ракет-носителей относят:

стартовую массу ракеты и ее габариты;

количество ступеней;

схему соединения ступеней (тандем, пакет или смешанная схема);

массы и габариты составных частей ракеты (отдельных ступеней или ракетных блоков);

тягу двигателей каждой ступени;

метод разделения ракетных блоков (холодное, горячее, смешанное);

метод старта (со стационарных космодромов, плавучих платформ, с тяжелых самолетов).

К ***частным массогабаритным и энергетическим*** характеристикам ракет-носителей относят:

энергетические возможности топлива каждой ступени (удельный импульс);

массу окислителя и горючего каждого ракетного блока;

массу конструкции каждого ракетного блока;

высотность двигателей (степень расширения сопла).

При более детальном проектировании могут рассматриваться массогабаритные характеристики составных частей корпуса ракеты (приборного отсека, баков, межбаковых отсеков, хвостовой части корпуса, двигательной установки и пр.).

К ***обобщенным критериальным характеристикам*** (или показателям) ракет-носителей относят характеристики, с помощью которых производится выбор лучшего варианта из представленных альтернативных вариантов ракет-носителей, предлагаемых к разработке или модернизации. К таким характеристикам относят:

экономическую эффективность создания ракетно-космического комплекса;

стоимость создания ракеты-носителя;

доход от эксплуатации ракетно-космического комплекса.

К ***основным критериальным характеристикам*** (или показателям эффективности) ракет-носителей относят:

степень влияния используемого топлива на экологию;

стоимость проектных работ по созданию ракеты-носителя;

стоимость создания опытных образцов;

стоимость проведения наземных автономных, комплексных испытаний;

стоимость проведения летных испытаний;

стоимость постановки ракет на эксплуатацию;

стоимость серийного производства ракет и т.п.

В настоящее время стоимостные показатели и методики расчета этих показателей являются коммерческой тайной каждой из ракетных фирм и потому серьезные материалы по этой теме в открытой литературе не при-

водятся. Однако вместо стоимостных показателей можно использовать некоторые частные показатели эффективности ракет. Такое возможно, если, например, установлено, что с уменьшением основного критериального показателя также монотонно уменьшается частный показатель эффективности.

К частным критериальным характеристикам ракет-носителей можно отнести:

массу ракеты при заданной полезной нагрузке (чем меньше масса, тем, как правило, меньше стоимость ее разработки, испытаний, производства и эксплуатации);

плотность компоновки ракеты или ее среднюю плотность (чем больше плотность компоновки ракеты, тем меньше ее габариты и, как правило, меньше масса конструкции и ракеты в целом);

характеристическую скорость ракеты при фиксированной стартовой массе ракеты (чем больше скорость ракеты, тем ракета совершеннее);

энергопотребление бортовых систем (чем меньше мощность электрических систем, тем меньше масса системы электропитания) и др.

Для составных частей ракетных блоков в качестве частных критериев эффективности можно использовать массу и габариты приборного отсека, баков, межбаковых отсеков, хвостового отсека, двигательной установки и энергопотребление отдельных бортовых систем.

3.2. Основные проектные параметры ракеты

Из большого числа массогабаритных, энергетических и других проектных характеристик ракеты всегда можно выделить ограниченное число характеристик, выполнение которых гарантирует обеспечение летно-технических характеристик независимо от влияния других, менее значимых характеристик. Такие характеристики, если они варьируются в процессе поиска оптимальных характеристик, принято называть основными проектными параметрами.

Использование основных проектных параметров сводит к минимуму количество варьируемых параметров на начальных этапах проектирования и позволяет вырваться из так называемого замкнутого круга неопределенности, когда многие проектные характеристики еще не определены.

3.3. Выбор основных проектных параметров ракеты

Для выбора основных проектных параметров ракеты необходимо установить связь между летно-техническими параметрами ракеты, задаваемыми тактико-техническими требованиями, и проектно-баллистическими параметрами.

Для установления этой связи проведем анализ выражения (2.17). Это выражение можно представить в следующем виде [10, 22]:

$$V = V_{Ид} - V_G - V_A - V_R, \tag{3.1}$$

где

$$V_{Ид} = \int_0^{t_k} \frac{R_n}{m} \cdot dt \tag{3.2}$$

- идеальная (характеристическая) скорость ракеты;

$$V_G = \int_0^{t_k} g_0 \cdot \sin\theta \cdot dt \tag{3.3}$$

- потеря скорости ракеты от действия гравитационных сил;

$$V_A = \int_0^{t_k} \frac{X_a}{m} \cdot dt \tag{3.4}$$

- потеря скорости ракеты от действия аэродинамических сил;

$$V_R = \int_0^{t_k} \left(R_n - R_0\right) \cdot \frac{p(y)}{p_0} \cdot dt = s_c \int_0^{t_k} p(y) \cdot dt \tag{3.5}$$

- потеря скорости ракеты от действия сил, возникающих при изменении давления воздуха на срезе сопла ракетного двигателя с высотой полета.

Рассмотрим более подробно каждую составляющую скорости ракеты [10, 19].

Рассмотрим первое слагаемое выражения (3.1) и покажем, что оно действительно соответствует идеальной (характеристической) скорости ракеты.

Тяга двигателя в пустоте связана с удельным импульсом в пустоте $J_{удП}$ и расходом топлива в единицу времени $\dot{m}$ следующим соотношением (полученным из выражения (2.9)):

$$R_n = J_{удП} \cdot \dot{m} . \qquad (3.6)$$

Тогда выражение (3.2) можно привести к виду

$$V_{Ид} = \int_0^{t_k} \frac{R_n}{m} \cdot dt = \int_0^{t_k} \frac{J_{удП} \cdot \dot{m}}{m} \cdot dt = J_{удП} \cdot \int_0^{t_k} \frac{\dot{m}}{m} \cdot dt .$$

Проведем замену переменных. Для этого сделаем выкладки в следующей последовательности:

$$m = m_0 - \dot{m} \cdot t ; \qquad (3.7)$$

$$\frac{dm}{dt} = -\dot{m} ;$$

$$\dot{m} \cdot dt = -dm .$$

При $t = 0$ $\quad m = m_0$; при $t = t_k$ $\quad m = m_k$.

Продолжим преобразование интеграла:

$$V_{Ид} = J_{удП} \cdot \int_{m_0}^{m_k} \frac{-dm}{m} = -J_{удП} \cdot \ln m \Big|_{m_0}^{m_k} = -J_{удП} \cdot \left(\ln m_k - \ln m_0 \right) =$$

$$= -w_n \cdot \ln \frac{m_k}{m_0} = -w_n \cdot \ln \mu_k , \qquad (3.8)$$

где m_0 и m_k - начальная и конечная масса ракеты соответственно;

$\mu_k = \dfrac{m_k}{m_0}$ - отношение конечной массы ракеты к ее начальной массе.

Выражение (3.8) равносильно следующей зависимости:

$$V_{Ид} = w_n \cdot \ln z . \qquad (3.9)$$

Напомним, что число Циолковского связано с параметром μ_k соотношением

$$z = \frac{1}{\mu_k} .$$

Таким образом, первый член зависимости (3.1) действительно соответствует идеальной скорости ракеты.

Из выражения (3.8) также следует, что к основным проектным параметрам следует отнести удельный импульс в пустоте $J_{удП}$, отношение конечной массы ракеты к ее начальной массе μ_k . Вместо характеристики μ_k можно использовать число Циолковского z.

Рассмотрим второе слагаемое выражения (3.1), а именно выражение (3.3).

Введем для удобства проведения математических выкладок так называемое идеальное время работы двигателя ракеты, как бы состоящей только из одного топлива:

$$T_{Ид} = \frac{m_0}{\dot{m}} . \qquad (3.10)$$

Отношение массы ракеты к начальной массе ракеты в любой момент времени можно выразить также через идеальное время работы двигателя:

$$\mu(t) = \frac{m(t)}{m_0} = \frac{m_0 - \dot{m} \cdot t}{m_0} = 1 - \frac{\dot{m}}{m_0} \cdot t = 1 - \frac{t}{\frac{m_0}{\dot{m}}} = 1 - \frac{t}{T_{ид}} . \qquad (3.11)$$

Проведем замену переменной t в интеграле (3.3) на переменную $\mu(t)$.

Для этого выразим переменную t из уравнения (3.11):

$$t = T_{Иэ}\left[1-\mu(t)\right]. \qquad (3.12)$$

Отсюда

$$dt = -T_{Иэ}\cdot d\mu. \qquad (3.13)$$

Если $t=0$, то $\mu=1$; если $t=t_k$, то $\mu=\mu_k$.

Тогда

$$V_G = \int_0^{t_k} g_0\cdot\sin\theta\cdot dt = -T_{Иэ}\cdot g_0\int_1^{\mu_k}\sin\theta\cdot d\mu =$$

$$= T_{Иэ}\cdot g_0\int_{\mu_k}^{1}\sin\theta\cdot d\mu. \qquad (3.14)$$

Идеальное время работы ступени (см. выражение 3.10) можно выразить через другие параметры:

$$T_{Иэ} = \frac{m_0}{\dot m} = \frac{m_0}{\dot m}\cdot\frac{g_0}{g_0} = \frac{G_0}{\dot m\cdot g_0}\cdot\frac{R_0}{R_0} = \frac{1}{g_0}\cdot\frac{\dfrac{R_0}{\dot m}}{\dfrac{R_0}{G_0}} = \frac{1}{g_0}\cdot\frac{J_{уэ0}}{n_0}, \qquad (3.15)$$

где $n_0 = \dfrac{R_0}{G_0}$ - начальное значение перегрузки ракеты.

Тогда можно получить

$$V_G = \frac{1}{g_0}\cdot\frac{J_{уэ0}}{n_0}\cdot g_0\cdot\int_{\mu_k}^{1}\sin\theta\cdot dt = \frac{J_{уэ0}}{n_0}\cdot\int_{\mu_k}^{1}\sin\theta\cdot dt. \qquad (3.16)$$

Из выражения (3.16) следует, что к основным проектным параметрам, кроме названных ранее $J_{уэП}$ и μ_k (или z), следует отнести еще удельную тягу на поверхности Земли $J_{уэ0}$ и начальную перегрузку n_0.

Вместо начальной перегрузки можно использовать обратную ей величину: отношение стартового веса ракеты к силе тяги двигателя:

$$\nu_0 = \frac{G_0}{R_0} = \frac{1}{n_0}. \qquad (3.17)$$

Следует отметить, что в различных источниках используют разные термины применительно к начальной перегрузке ракеты n_0 и обратной ей величине ν_0. Так, в работе [11] отношение стартового веса ракеты к тяге двигателей называют коэффициентом начальной тяговооруженности. В работе [15] это же отношение называют стартовой нагрузкой, а величину, обратную стартовой нагрузке (то есть фактически начальную перегрузку в принятой терминологии в настоящем учебном пособии), называют тяговооруженностью. Поэтому при анализе по различным литературным источникам данных, касающихся начальной перегрузки или обратной ей величины, рекомендуется прежде всего обращать внимание на формулы, а не на термины.

Влияние начальной перегрузки на скорость ракеты объясняется следующими физическими причинами. Увеличение начальной перегрузки связано с необходимостью создания более мощных двигателей. Ракета с более мощными двигателями быстрее достигает заданной высоты полета и скорости и, следовательно, время действия гравитационных сил будет меньшим.

Однако беспредельно увеличивать тягу двигателя нецелесообразно, так как при этом возрастает масса двигателя и конструкция ракеты в целом. Следовательно, значение характеристики μ_k увеличивается (соответственно число Циолковского уменьшается), и ракета может иметь в конце активного участка меньшую скорость при заданной стартовой массе.

Кроме того, при более мощных двигателях возрастает скоростной напор и увеличивается аэродинамическое сопротивление. Массу ракеты приходится увеличивать для обеспечения прочности ракеты, что также приведет к уменьшению скорости ракеты в конце активного участка траектории.

Для определения оптимальной начальной перегрузки необходимо ставить и решать оптимизационные задачи, речь о которых будет идти позднее.

Перейдем к анализу третьего слагаемого выражения (3.1), а именно, к анализу выражения (3.4), которое характеризует потери скорости ракеты от действия аэродинамических сил.

Аэродинамическую силу лобового сопротивления можно рассчитать по зависимости (2.16).

Подставляя это выражение в интеграл (2.4), получаем

$$V_A = \int_0^{t_k} \frac{X_a}{m} \cdot dt = \int_0^{t_k} \frac{c_x \cdot g_0 \cdot S_M}{m} \cdot dt = \frac{S_M}{m_0} \cdot \int_0^{t_k} \frac{c_x \cdot q}{\frac{m}{m_0}} \cdot dt =$$

$$= \frac{S_M}{m_0} \cdot \int_0^{t_k} \frac{c_x \cdot q}{\mu} \cdot dt \,. \qquad (3.18)$$

Проведем замену переменных в этом интеграле, учитывая выкладки (3.11) - (3.13):

$$V_A = \frac{S_M}{m_0} \cdot \int_1^{\mu_k} \frac{c_x \cdot q}{\mu} \cdot \left(-T_{Ид} \cdot d\mu\right) = \frac{S_M \cdot T_{Ид}}{m_0} \cdot \int_{\mu_k}^1 \frac{c_x \cdot q}{\mu} \cdot d\mu \,.$$

Учитывая (3.15), можно прийти к следующему выражению:

$$V_A = \frac{S_M}{m_0} \cdot \frac{J_{уд0}}{g_0 \cdot n_0} \cdot \int_{\mu_k}^1 \frac{c_x \cdot q}{\mu} \cdot d\mu = \frac{J_{уд0}}{\frac{m_0}{S_M} \cdot g_0 \cdot n_0} \cdot \int_{\mu_k}^1 \frac{c_x \cdot q}{\mu} \cdot d\mu \,.$$

Окончательно имеем

$$V_A = \frac{J_{уд0}}{P_M \cdot g_0 \cdot n_0} \cdot \int_{\mu_k}^1 \frac{c_x \cdot q}{\mu} \cdot d\mu \,, \qquad (3.19)$$

где $P_M = \frac{m_0}{S_м}$ - параметр, который называется "нагрузка на мидель" ракеты.

Этот параметр характеризует потери скорости ракеты в зависимости от площади миделя ракеты. Чем больше нагрузка на мидель (чем меньше площадь миделя) при фиксированном стартовом весе ракеты, тем меньше потеря скорости ракеты от действия аэродинамических сил.

Однако уменьшение площади миделя ракеты приводит к увеличению нагрузок в ее корпусе и к возрастанию амплитуды поперечных колебаний ракеты. Обеспечение прочности ракеты в этом случае требует дополнительной массы корпуса, что, в свою очередь, может привести к потере скорости ракеты. Выбор нагрузки на мидель ракеты также следует проводить в рамках решения оптимизационной задачи проектирования.

Таким образом, к уже известным основным проектным параметрам добавляется параметр "нагрузка на мидель" ракеты P_M.

Вместо параметра P_M при проектировании ракет иногда используют другой параметр – относительное удлинение корпуса ракеты $\lambda = \frac{L}{D}$, где L - длина ракеты; D - диаметр ракеты.

Связь между параметрами λ и P_M можно получить, проведя следующие выкладки:

$$\lambda = \frac{L}{D} = \sqrt{\frac{L^2}{D^2}} = \sqrt{\frac{4\pi}{4\pi} \cdot \frac{L^2}{D^2} \cdot \frac{P_M^3}{P_M^3}} = \sqrt{\frac{\pi \cdot L^2}{4 \cdot S_M} \cdot \frac{P_M^3}{\left(\frac{m_0}{S_M}\right)^3}} =$$

$$= \sqrt{\frac{\pi \cdot L^2 \cdot S_M^2}{4} \cdot \frac{P_M^3}{m_0^3}} = \sqrt{\frac{\pi \cdot W_p^2}{4} \cdot \frac{P_M^3}{m_0^3}} = \sqrt{\frac{\pi}{4} \cdot \frac{P_M^3}{\frac{m_0^3}{W_p^2}}} \,, \qquad (3.20)$$

где $W_p = L \cdot S_M$ – объем ракеты.

Окончательно получаем

$$\lambda = \sqrt{\frac{\pi}{4} \cdot \frac{P_M^{\,3}}{m_0 \cdot \rho_{ср}^2}}, \qquad (3.21)$$

где

$$\rho_{ср} = \frac{m_0}{W_p} \qquad (3.22)$$

- средняя плотность ракеты.

Разрешая уравнение (3.21) относительно параметра $P_м$, находим

$$P_M = \sqrt[3]{\frac{4\lambda^2 m_0 \cdot \rho_{ср}^2}{\pi}}. \qquad (3.23)$$

Таким образом, если вместо проектного параметра P_M использовать параметр λ, то необходимо учитывать еще стартовую массу ракеты m_0 и среднюю плотность ракеты $\rho_{ср}$.

Наконец, перейдем к анализу последнего, четвертого слагаемого выражения (3.1), которое характеризует потери скорости ракеты от действия сил, возникающих при изменении давления воздуха на срезе сопла ракетного двигателя от высоты полета.

Проведем замену переменных в этом интеграле аналогично случаю анализа потери скорости ракеты от действия аэродинамических сил:

$$V_R = s_c \cdot \int_0^{t_k} p(y) \cdot dt = s_c \cdot \int_1^{\mu_k} p(y) \cdot (-T_{Ид} \cdot d\mu) = s_c \cdot T_{Ид} \cdot \int_{\mu_k}^{1} p(y) \cdot d\mu .$$

Учитывая (3.15), можно прийти к следующему выражению:

$$V_P = \frac{J_{уд0} \cdot s_c}{g_0 \cdot n_0} \cdot \int_{\mu_k}^{1} p(y) \cdot d\mu . \qquad (3.24)$$

Таким образом, к уже известным основным проектным параметрам добавляется параметр «площадь среза сопла двигателя» s_c.

На первый взгляд может показаться, что для уменьшения потерь характеристической скорости следует уменьшать площадь среза сопла ракетного двигателя. Однако при этом ракетный двигатель будет работать не в оптимальном режиме, и тяга его уменьшится. Дело в том, что одним из условий оптимального рабочего режима ракетного двигателя является равенство давления газов на срезе ракетного двигателя и атмосферного давления. Для оптимального рабочего процесса вблизи поверхности Земли давление газов на срезе сопла ракетного двигателя должно быть примерно равным одной атмосфере, а в космосе - нулю. Для ракетных двигателей обеспечить оптимальные режимы работы невозможно. Двигатели первой ступени начинают работать на Земле, а заканчивают - в безвоздушном пространстве. Двигатели, которые запускаются и постоянно работают в безвоздушном пространстве, для оптимального режима работы требуют бесконечной площади среза сопла двигателя, что нереализуемо.

На практике в результате компромиссных решений выбирают в первом приближении площади сечений среза сопла ракетных двигателей, исходя из следующих условий:

- для двигателей, запускаемых на поверхности Земли, давление на срезе сопла должно быть в пределах 0,07±0,01 МПа (0,7±0,1 от давления атмосферы на уровне моря);

- для двигателей, запускаемых в пустоте, давление на срезе сопла должно быть в пределах 0,02…0,03 МПа (0,2…0,3 от давления атмосферы на уровне моря).

Подведем итоги.

Учитывая приведенные выше математические выкладки, приходим к выводу, что основными проектными параметрами одноступенчатых ракет являются следующие параметры:

- удельный импульс в пустоте $J_{удП}$ (или скорость истечения газов из сопла двигателя в пустоте $w_п$);

- удельный импульс на поверхности Земли $J_{уд0}$ (или скорость истечения газов из сопла двигателя на поверхности Земли w_0);

- отношение конечной массы ракеты к ее начальной массе μ_k (или число Циолковского z);

- начальная (стартовая) перегрузка n_0 или обратная ей величина - ν_0.

- нагрузка на мидель ракеты $P_м$ (или относительное удлинение ракеты λ при введении еще и стартовой массы ракеты m_0 и средней плотности ракеты $\rho_{ср}$);

- площадь среза сопла двигателя s_c.

Очевидно, что для многоступенчатых ракет следует добавить такие проектные параметры, как:

- количество ступеней N;

- соотношение масс ступеней $\chi = \dfrac{\mu_{k(i+1)}}{\mu_{k(i)}}$ (или соотношение чисел Циолковского ступеней ракеты, где i - номер ступени).

Вместо соотношения масс ступеней можно использовать отношение начальной массы i-й ступени и массе полезной нагрузки i-й ступени

$$p_i = \frac{m_{0(i)}}{m_{ПН(i)}}.$$

Напомним, что полезной нагрузкой первой ступени является вторая ступень, полезной нагрузкой второй ступени является третья ступень и т.д. Естественно, что полезной нагрузкой последней ступени ракеты-носителя является космический аппарат (или космический комплекс с разгонными блоками для проведения маневров или полетов к Луне и планетам).

Для ракет-носителей с пакетной схемой используют еще один основной проектный параметр - отношение тяги двигателя центрального блока к тяге двигателей боковых блоков $\alpha = \dfrac{R_2}{R_1}$. Этот проектный параметр подробнее обсуждается в подразделе 8.3.

3.4. Сопоставление значений потерь скорости ракеты

Сопоставление значений потерь скорости ракеты проведем на примере ракеты-носителя “Сатурн-V”. Данные приведены в табл. 3.1.

Таблица 3.1

Сопоставление значений потерь скорости ракеты-носителя “Сатурн-V” при выводе полезной нагрузки на круговую орбиту высотой 200 км

Параметры (в конце работы ступени)	Ступени			Суммарные потери скорости, %
	1	2	3	
Время окончания работы ступени, с	158	390	479	
Скорость, м/с	2162	5321	7790	
Угол наклона траектории, град	30	3	0	
$V_{Ид}$, м/с	3625	4120	2674	
$V_{Сг}$, м/с	1280	611	-36	17,8
V_R, м/с	126	0	0	1,2
V_A, м/с	57	0	0	0,5
$V_{Укр}$, м/с	0	350	241	5,7
Суммарные потери скорости, м/с	1463	961	205	25,2

Анализ результатов показывает, что при расчете скорости ракеты-носителя в первом приближении можно учитывать только первые два слагаемых выражения (3.1). Поэтому в первом приближении можно не рассматривать такие основные проектные параметры, как нагрузку на мидель и площадь сопла двигателя.

4. СБОР И ОБРАБОТКА СТАТИСТИЧЕСКИХ ДАННЫХ ПО РАКЕТАМ-НОСИТЕЛЯМ

Сбор и обработка статистических данных – первый этап в проектировании нового изделия. Статистические данные позволяют выделить из всех существующих ракет-носителей и баллистических ракет небольшую их часть с летно-тактическими и проектно-техническими характеристиками, близкими к проектируемому изделию. Анализ различных характеристик этой части ракет-носителей и баллистических ракет дает возможность выбора наиболее прогрессивных технических решений в проектируемом изделии в соответствии с современной технической базой, технологиями, требованиями по экологии.

Статистические данные представляются в виде двух таблиц.

Первая представляет собой таблицу, в которой собран фактический материал из описаний изделий и из других источников. Как правило, характеристики в первой части имеют размерность, например, скорость в м/с, масса в кг и т. п.

Вторая таблица, по существу, представляет собой обработанную первую таблицу, в которой присутствуют безразмерные характеристики, например, число Циолковского, относительная масса полезного груза и т.п.

В табл. 4.1 и 4.2 представлены формы для сбора статистических данных.

В этих таблицах приняты следующие обозначения:

H_α - высота в апогее, км;

H_π - высота в перигее, км;

w_i - эффективная скорость истечения в двигателе *i*-й ступени, м/с;

$S_{mi} = \dfrac{m_{Бi}}{m_{Бi} - m_{Ti}} = \dfrac{m_{Бi}}{m_{Ki}} = \dfrac{m_{Ki} + m_{Ti}}{m_{Ki}} = 1 + \dfrac{m_{Ti}}{m_{Ki}}$ - теоретическая конструктивная характеристика блока *i*-й ступени;

$m_{Бi}$ - масса блока *i*-й ступени (полностью заполненной топливом);

m_{Ti} - масса топлива ракетного блока *i*-й ступени;

m_{Ki} - масса конструкции ракетного блока *i*-й ступени (без топлива);

$S_1 = \dfrac{m_{Б1} + m_{ГО}}{m_{Б1} + m_{ГО} - (1 - k_н) m_{T1}}$ - расчетная конструктивная характеристика блока 1-й ступени (головной обтекатель условно относится к массе ракетного блока первой ступени потому, что он сбрасывается, как правило, сразу же после отделения ракетных блоков первой ступени; если ракетных блоков первой ступени несколько, то масса ГО распределяется на них поровну);

$m_{ГО}$ - масса головного обтекателя;

$k_н$ - коэффициент незабора топлива;

$n_{0i} = \dfrac{R_i}{m_{0i} g}$ - начальная перегрузка *i*-й ступени;

R_i - тяга двигателя *i*-й ступени, кН;

m_{0i} - начальная масса *i*-й ступени;

g - ускорение силы тяжести, м/с;

$P_0 = \dfrac{m_0}{m_{ПН}}$ - относительная масса полезной нагрузки ракеты;

m_0 (или m_1)- начальная масса 1-й ступени (стартовая масса);

$m_{ПН}$ - масса полезной нагрузки;

$z_i = \dfrac{m_{0i}}{m_{0i} - m_{Ti}}$ - число Циолковского *i*-й ступени:

$p_i = \dfrac{m_{0i}}{m_{ПН\,i}}$ - отношение массы *i*-й ступени ракеты к массе ее полезной нагрузки;

$P_M = \dfrac{m_0}{F_M}$ - нагрузка на мидель, кг/м^2;

F_M - площадь миделя ракеты, м^2;

$\gamma_{ДВ\,i} = \dfrac{m_{ДВ\,i} \cdot g}{R_i}$ - относительная масса двигателя *i*-й ступени;

$m_{ДВi}$ - масса двигателя *i*-й ступени;

$\kappa_i = \dfrac{m_{ОК}}{m_Г}$ - относительная масса окислителя в блоке *i*-й ступени;

$m_{ОК}$ - масса окислителя ракетного блока *i*-й ступени;

$m_Г$ - масса горючего ракетного блока *i*-й ступени;

$\xi_{ПРi} = \dfrac{m_{ПРi}}{m_{Бi}}$ - относительная масса приборов в блоке *i*-й ступени;

$m_{ПРi}$ - масса приборов в блоке *i*-й ступени;

$\lambda_Р = \dfrac{l_0}{d_0}$ - удлинение ракеты;

l_0 - полная длина ракеты, м;

d_0 - диаметр ракеты, м;

$\lambda_{Бi} = \dfrac{l_{Бi}}{d_{Бi}}$ - удлинение блока *i*-й ступени;

$l_{Бi}$ - длина ракетного блока *i*-й ступени;

$d_{Бi}$ - диаметр блока *i*-й ступени, м.

Связь между относительной массой ступени, числом Циолковского и конструктивной характеристикой представлена следующей зависимостью:

$$p_i = z_i \frac{(S_i - 1)}{(S_i - z_i)}.$$

Если статистические данные имеют тенденцию изменения в зависимости от времени (года) начала проектирования, то для них с помощью Microsoft Excel строят графики изменения этих характеристик от времени и с помощью опций «тренда» получают уравнения регрессионной зависимости.

Рекомендуемая литература для поиска аналогов проектируемых ракет приведена в списке использованных источников под номерами [2-6, 11, 13, 15-20, 24-25, 29, 38, 39].

Таблица 4.1

Статистические данные по РН

Марка, страна	Назначение ступени	Габариты, м			Летные данные, км		Двигательная установка			Массовые данные, т					Время работы t_k, с
		$\ell_0, \ell_{0к}$	$d_{бк}$		H_a	$H_п$	$R_д$, кН	Топливо	$w_e, \frac{м}{с}$	$m_{ин}$	m_0	$m_к$	$m_т$	$m_{д(у)}$	
Сатурн-V, США	РН	110,7			180	180				138	3030				
	1 ст.	42	10,06				33845	Керос./O_2	2649			2284,6	2150	39,3	168
	2 ст.	24,8	10,06				5199	H_2/O_2	4169			488,4	453	7,8	500
	3 ст.	18,1	6,6				1020	H_2/O_2	4218			118,5	107	1,5	500
Титан-III С, США	РН	38			300	300				11,3	635				
	ст. ускор.	26,2	3,05				10673	Тверд.топ.	2433			464	384		120
	1 ст.	21,6	3,05				2258	Аэрозин-50/N_2O_4	2884			120	113,9	0,89	158
	2 ст.	8,23	3,05				445	Аэрозин-50/N_2O_4	3080			31,8	29,6	0,57	204
	3 ст.	4,6	3,05				71	Аэрозин-50/N_2O_4	3100			8,3	5,4	0,164	360
Диамант В, Франция	РН	23,5			500	500				0,132	24,6				
	1 ст.	14,2	1,4				345	НДМГ/N_2O_4	2379			26,05	17,9	0,2	106
	2 ст.	5,5	0,8				153	Тверд.топ.	2541			3,02	2,3		44
	3 ст	1,6	0,8				51	Тверд.топ.	2678			0,775	0,7		45
Атлас-Аджена-В, США	РН	36,6			550	550				9,34	125				
	1 ст.	20,2	3,05				1373	Керос./O_2	2600			117,3	112		140
	2 ст	7,6	1,5				67	НДМГ/N_2O_4	2796			7	6,15	0,133	316
Ариан L-3S, ELDO, ESRO	РН	47,38			400	406				8	215				
	1 ст	18,4	3,8				236,6	НДМГ/N_2O_4	2536			165	150	6,27	150
	2 ст	11,47	2,8				592	НДМГ/N_2O_4	2796			35	30	1,81	150
	3 ст	8,86	2,8				59	H_2/O_2	4218			7	6	0,15	563
Протон, СССР	РН	69			200	200				20,6	679				
	1 ст	21	7,4				8844	НДМГ/N_2O_4	3115					7,68	
	2 ст.	16	4,1				2400	НДМГ/N_2O_4	3290			151	143,8	0,8	
	3 ст	7	4,1				600	НДМГ/N_2O_4	3290			49,4	46,6	0,2	
Энергия, СССР	РН	69			180	180				105	2400				
	1 ст.	42	4,5				29035	Керос./O_2	3310			1440	1300	26,12	140
	2 ст.	69	7,8				7848	H_2/O_2	4464			855	700	13,9	430
Н – 1, СССР	РН	101			220	220				95	2820				
	1 ст.	31	16				43262	Керос./O_2	2920			1962	1853	40,5	
	2 ст.	23	10				13185	Керос./O_2	3188			579	526,8	16,8	
	3 ст.	23	8				1766	Керос./O_2	3061			184	170,3	5,4	
Зенит, СССР	РН	57,1			200	200				13,7	495				
	1 ст.	33	3,9				7259	Керос./O_2	3310			353	318,8	6,53	
	2 ст.	19,4	3,9				912	Керос./O_2	3435			89,8	80,6	0,7	
Союз, СССР	РН	45,7			330	380				6,5	317				
	Блок Б-Д	19,2	2,66				4032	Керос./O_2	2699			182	169,8	4,4	
	Блок А	27,1	2,95				1079	Керос./O_2	3009			100	90,3	1,1	
	Блок И	6,7	2,66				299	Керос./O_2	3237			25,4	22,3	0,45	

Таблица 4.2

Безразмерные статистические данные по РН

Марка, страна	Назначение ступени	$\lambda_р$, $\lambda_{бок}$	p	z	$P_{ст}$, [т/м²]	$n_э$	S_m	S	$\gamma_ф$	κ
Сатурн-V, США	РН	13	22,28		38,12					
	1 ст.	4,15	4,21	3,44		1,14	16,97	14,3	0,011	2,27
	2 ст.	2,47	2,96	2,45		0,71	13,8	13,23	0,015	4,5
	3 ст.	2,74	1,69	1,73		0,41	10,3	9,43	0,014	4,5
Титан-III С, США	РН	12,46	36,2		86,91					
	ст. ускор.	8,59	3,83	2,53		1,71	5,8	5,5		
	1 ст.	7,08	3,44	3		1,35	19,67	16,58	0,004	1,9
	2 ст.	2,71	2,7	2,38		0,89	14,46	12,74	0,013	1,8
	3 ст.	1,51	1,77	1,39		0,38	2,86	2,81	0,014	2
Диамант В, Франция	РН	16,79	186,36		15,98					
	1 ст.	10,14	5,75	3,67		1,43	9,33	8,38	0,006	2,5
	2 ст.	6,88	3,03	2,02		3,43	4,19	4,06		
	3 ст	2	2,04	1,84		3,4	10,33	9,45		
Атлас-Аджена-В, США	РН	12	367,65		17,11					
	1 ст.	6,23	21,09	9,62		1,12	22,13	16,85		2,27
	2 ст.	5,07	12,25	4,97		0,89	8,24	7,68	0,019	1,87
Ариан L-3S, ELDO, ESRO	РН	12,47	26,88		18,96					
	1 ст.	4,54	4,36	3,31		1,12	11	9,43	0,026	1,87
	2 ст.	4,1	3,41	2,5		1,21	7	6,6	0,03	1,87
	3 ст	3,16	1,9	1,67		0,4	7	6,6	0,025	4,5
Протон, СССР	РН	14,63	27,15		42,4					
	1 ст.	2,84	2,54	2,169		1,61	10,29	8,05	0,009	2,12
	2 ст.	3,9	5,16	2,880		1,08	22,15	16,83	0,003	
	3 ст	1,71	3,39	3,099		0,93	16,93	14,91	0,003	
Энергия, СССР	РН	7,69	22,86		30,23					
	1 ст.	9,33	2,54	2,18		1,23	10,29	9,41	0,009	2,27
	2 ст.	7,69	5,36	2,94		0,75	5,52	5,28	0,017	4,5
Н – 1, СССР	РН	6,31	29,68		55,91					
	1 ст.	1,98	3,44	2,92		1,56	18	13,69	0,009	2,27
	2 ст.	2,3	3,14	2,59		1,57	11,09	10,08	0,008	
	3 ст.	2,88	3	2,57		0,65	13,43	11,95	0,03	
Зенит, СССР	РН	14,64	36,13		41,44					
	1 ст.	8,46	3,64	2,81		1,5	10,32	8,96	0,009	
	2 ст.	2,67	2,76	2,31		0,86	9,76	8,97	0,005	
Союз, СССР	РН	14,81	46,62		68,41					
	Блок Б-Д	7,16	2,4	2,03		1,3	8,58	7,69	0,011	2,27
	Блок А	9,19	3,97	3,02		0,81	10,31	9,43	0,01	
	Блок И	2,52	3,76	2,76		0,66	8,19	7,64	0,015	

5. ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ

Тактико-технические требования (ТТТ) приводятся в тактико-техническом задании (ТТЗ) на разработку ракеты-носителя. Разработка ТТТ к конкретной проектируемой ракете-носителю базируется на общих технических требованиях, предъявляемых к разрабатываемым ракетам-носителям.

5.1. Структура тактико-технических требований на создаваемые ракеты-носители

Структура разрабатываемых тактико-технических требований (ТТТ) на конкретную разрабатываемую ракету-носитель должна соответствовать документу «Общие технические требования» (ОТТ). Этот документ представлен в специальной нормативной документации ракетно-космической отрасли.

Ниже приведен перечень основных вопросов, которые, в соответствии с ОТТ, должны быть отражены при составлении ТТТ на конкретную разрабатываемую ракету-носитель:

1. Требования по назначению.
2. Требования по радиоэлектронной защите.
3. Требования по живучести и стойкости к внешним воздействиям.
4. Требования к надежности.
5. Требования к эргономике и технической эстетике.
5. Требования к эксплуатации, удобству технического обслуживания, ремонту и хранению.
6. Требования к транспортабельности.
7. Требования к безопасности/
8. Требования к стандартизации и унификации.
9. Требования к технологичности.
10. Конструктивные требования.
11. Технико-экономические требования.
12. Требования по видам обеспечения.
13. Требования к составным частям РН.
14. Требования к сырью, материалам и комплектующим.
15. Требования к консервации и упаковке ракетных блоков.

Кроме того, в ТТТ приводятся ссылки на конкретные документы (с номерами и датами), подтверждающие те или иные требования или решения.

5.2. Обзор общих технических требований, предъявляемых к ракетам-носителям

Достаточно большой опыт, накопленный в области проектирования, производства и эксплуатации РН, обсуждается в нормативных документах ракетно-космической отрасли, справочной, монографической литературе, учебниках и учебных пособиях. Эти требования излагают положительный опыт создания ракет-носителей и имеют своей целью помочь разработчикам ракетной техники избежать ошибок, которые были совершены более ранним поколением создателей ракетной техники.

Ниже приведены обзор некоторых основных разделов ОТТ, предъявляемых к ракетам-носителям, и комментарии к материалам этих разделов.

5.2.1. Требования по назначению

5.2.1.1. Требования к ракетам-носителям

В этом разделе должны быть освещены следующие вопросы:
- назначение РН (должно быть по возможности универсальным);
- грузоподъемность;
- параметры орбиты;
- точность выведения.

5.2.1.2. Требования к стартовым устройствам

Классификация видов стартовых устройств приведена на рис. 5.1.

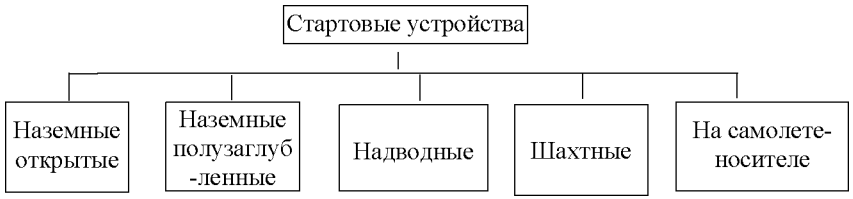


Рис. 5.1. Классификация стартовых устройств ракет-носителей

Следует отметить, что старт из шахты используется для ракет-носителей, созданных на основе баллистических ракет, предназначенных для старта из шахт.

Надводный старт в настоящее время используется РКК "Энергия" для ракеты-носителя "Зенит" по кооперации с Украиной и другими странами.

Старт на самолете-носителе считается перспективным. Существуют проекты использования в качестве самолетов-носителей самолета-гиганта Ан-225 ("Мрия"), самолета Ан-125 ("Руслан"), стратегического бомбардировщика Ту–160 и др.

Для полезных грузов малой массы существует проект использования комплекса "Самолет МиГ-31 – трехступенчатая ракета-перехватчик", созданного ранее для системы противоракетной обороны и не использовавшегося в течение многих лет. Этот проект разрабатывается в Московском авиационном институте.

Вопросы надводных стартов и стартов с самолетов-носителей подробнее рассматриваются в разделе 16.

5.2.2. Требования к надежности

В этом разделе должны быть приведены номенклатура используемых показателей надежности и их количественные значения, которые необходимо обеспечить в процессе создания РН.

Напомним, что надежность, согласно ГОСТ 27.002-95 «Надежность в технике. Термины и определения», - это свойство объекта (системы) сохранять во времени в установленных пределах значения всех параметров, характеризующих способность выполнять требуемые функции в заданных режимах и условиях применения, технического обслуживания, хранения и транспортирования.

Надежность является комплексным свойством, которое в зависимости от назначения объекта и условий его применения может включать безотказность, долговечность, ремонтопригодность и сохраняемость или определенное сочетание этих свойств.

Показатели надежности проектируемой РН должны назначаться не ниже показателей надежности прототипов.

В табл. 5.1 приведены значения показателей надежности некоторых типов РН, заимствованные из автореферата докторской диссертации В.А.-Капитонова. Следует отметить, что точечная оценка надежности в этих таблицах (не путать с термином «точная») означает математическое ожидание этого показателя (равносильные названия: среднее значение, значение, соответствующее 50%-й доверительной вероятности).

Дополнительные сведения по показателям надежности РН можно почерпнуть в работе [35].

Таблица 5.1

Характеристики надежности отечественных и зарубежных ракет-носителей по состоянию на 2002 год

Страна	Тип РН	Вероятность безотказной работы за			
		весь период эксплуатации		последние 10 лет	
		точечная оценка	нижняя граница с γ=0,9	точечная оценка	нижняя граница с γ=0,9
РОССИЯ	«Союз»	0,97	0,965	0,99	0,983
	«Молния»	0,9	0,869	0,98	0,931
	«Протон»	0,92	0,893	0,98	0,94
УКРАИНА	«Зенит»	0,8	0,677	0,72	0,545
	«Циклон»	0,97	0,949	0,966	0,912
ФРАНЦИЯ	«Ариан»	0,93	0,888	0,95	0.910
США	«Дельта»	0,941	0,906	0,952	0,925
	«Атлас»	0,879	0,816	0,949	0,890
	«Титан»	0,930	0,9	0,914	0,819
КИТАЙ	«CZ»	0,942	0,868	0,969	0,884
ЯПОНИЯ	«H»	0,936	0,837	0,91	0,69

5.2.3. Требования к эксплуатации, удобству технического обслуживания, ремонту и хранению

В этом разделе должны быть конкретизированы следующие требования:

- к космодрому, с которого осуществляется запуск (Байконур, Плесецк, Куру, с плавучей платформы и т.п.);
- к сборке крупногабаритных составных частей ракет-носителей.

На рис. 5.2 приведены виды (классификация) сборки ракет из отдельных блоков.

Каждый из видов сборки имеет свои достоинства и недостатки по затратам, по необходимости иметь специальные помещения для сборки и испытаний, по времени подготовки к пуску и т.п.

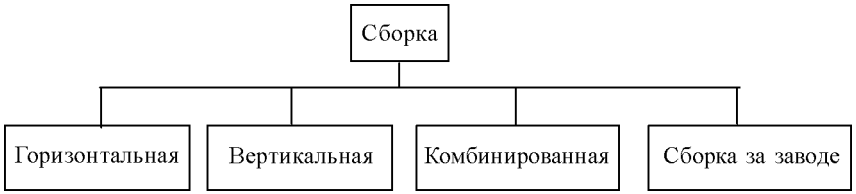


Рис. 5.2. Виды сборки ракет

Напомним, что горизонтальная сборка используется на ракетах-носителях, произведенных в СССР и России. Вертикальная сборка характерна для тяжелых ракет-носителей США.

Кроме того, должны быть освещены вопросы:

-по минимальным затратам времени на приведение РН в готовность к запуску на техническом и стартовом комплексах;

- по температуре и влажности при хранении и транспортировке РН и составных частей и др.;

- по удобству доступа к технологическим разъемам и приборам, возможности замены приборов и агрегатов в процессе наземной подготовки ракет-носителей.

5.2.4. Требования к транспортабельности

5.2.4.1. Требования по транспортировке РН на космодром

Если транспортировка РН или ее блоков осуществляется железнодорожным транспортом, то вводятся ограничения, связанные с габаритными размерами вагонов: длина до 20 м и ширина до 4,1 м.

Для речного и морского транспорта ограничений, как правило, нет. Напомним, что такая транспортировка была организована для блоков РН “Сатурн-V” (США).

Если транспортировка блоков РН осуществляется воздушным транспортом, то вводятся ограничения, связанные с габаритами самолета-транспортировщика или вертолета-транспортировщика, прочностью самолета или вертолета, а также с аэродинамическими характеристиками системы «самолет - перевозимая конструкция» или «вертолет - перевозимая конструкция». Примером воздушной транспортировки может служить транспортировка блоков РН “Энергия” на самолете М-100, а также транспортировка блока 2И ракеты-носителя “Энергия” с баржи на базу прочностных испытаний. Отметим, что бак ракеты-носителя “Энергия” транспортировался в надутом состоянии и для системы “самолет - бак” проводился специальный аэродинамический расчет.

Следует отметить, что теоретически существует возможность расположения заводов-изготовителей прямо на космодроме. При этом надобность в дальней транспортировке крупногабаритных блоков на космодром отпадает. Однако появляются трудности другого рода, связанные с наличием трудовых ресурсов и строительством новых заводов на космодроме.

Практически задачи создания ракет больших габаритов и доставки отдельных блоков на космодром решаются комбинированными способами. Так, например, для производства крупногабаритных баков ракеты Н-1 был организован специальный цех в одном из монтажно-испытательных корпусов космодрома Байконур.

5.2.4.2. Требования к транспортировке РН от монтажно-испытательного корпуса к стартовой позиции

Классификация видов транспортировки приведена на рис. 5.3.

Например, транспортировка РН «Союз», «Протон», Н-1, «Энергия» (Россия) осуществляется (или осуществлялась) в горизонтальном положении на специальном транспортировщике на базе железнодорожных платформ с последующей установкой РН в вертикальное положение на стартовом комплексе.



Рис. 5.3. Виды транспортировки собранной ракеты-носителя

Транспортировка РН «Сатурн-V» (США) осуществлялась в вертикальном положении на специальной платформе, спроектированной для этой цели. Эта платформа устанавливалась на четырех тягачах на гусеничном ходу.

Каждый из видов транспортировки имеет свои достоинства и недостатки по затратам, по необходимости иметь специальные помещения для сборки и испытаний, по времени подготовки к пуску и т.п.

Следует отметить, что теоретически имеется возможность проводить сборку и испытания ракет-носителей тяжелого класса непосредственно на стартовом комплексе.

5.2.5. Требования к безопасности

5.2.5.1. Требования по безопасности жизнедеятельности

В этом разделе должны быть отражены следующие вопросы:

- взрывобезопасность;
- наличие системы аварийного спасения;
- наличие системы пожаротушения.

В этих пунктах ТТТ приводятся также требования по безопасным условиям труда производственного и обслуживающего персонала, организации рабочих мест, помещений и т.п.

5.2.5.2. Требования по экологии

Требования по экологии в основном сводятся к ограничению применения токсичных компонентов топлива. Компоненты топлива должны быть нетоксичными. Токсичные компоненты топлива применяются только тогда, когда невозможно другими средствами обеспечить длительность хранения топлива, например для межпланетных полетов.

Напомним, что за неудавшиеся пуски ракеты-носителя “Протон” Казахстан предъявил России штрафные санкции.

5.2.6. Требования к стандартизации и унификации

Основные требования этого раздела ОТТ сводятся к следующим пунктам:

- максимальное заимствование ранее изготовленных и отработанных узлов, агрегатов, приборов, механизмов, материалов, технологических решений;
- унификация узлов и оборудования.

5.2.7. Требования к технологичности

Эти требования в основном сводятся к использованию отработанных (относительно дешевых) технологий и внедрению и отработке прогрессивных технологий при изготовлении составных частей ракет-носителей.

5.2.8. Конструктивные требования

Габаритные ограничения РН определяются сначала по изделиям-аналогам, затем уточняются по результатам расчета с учетом ограничений по размерам составных частей стартового комплекса.

5.2.8.1. Требования прочности

Требования по прочности обуславливаются тем, что силовые элементы конструкции должны иметь достаточную прочность и выдерживать нагрузки при всех предусмотренных расчетных случаях:

- по механическим воздействиям на РН во время наземной эксплуатации;
- по механическим воздействиям на РН во время вывода полезного груза (и приземления для возвращаемых блоков).

Для обеспечения требований по прочности необходимо:

- провести анализ эксплуатации РН на всех этапах жизненного цикла и выбрать расчетные случаи;
- провести назначение коэффициентов безопасности;
- использовать адекватные методы расчета;

- использовать современное программное обеспечение такого рода расчетов.

В частности, при проектировании отдельных составных частей РН приняты следующие значения коэффициентов безопасности:

для сухих отсеков – 1,3;

для баков – 1,5;

для шаров-баллонов – 2,0;

для ответственных элементов – 2,0.

Кроме того, необходимо стремиться по возможности к равнопрочности конструкции. Равнопрочная конструкция при прочих равных условиях обладает минимальной массой.

5.2.8.2. Требования жесткости

Требования по жесткости обусловливаются необходимостью сохранения требуемых форм, предельных значений прогибов, углов поворота сечений отдельных элементов конструкции.

Например, если приборный отсек РН расположен в носовой или хвостовой части корпуса ракеты, то гироскопические приборы могут быть чувствительны к низкочастотным поперечным колебаниям корпуса ракеты.

Другой пример. Ракета “Атлас” имеет малые толщины оболочек баков, что накладывает дополнительные требования при эксплуатации ракеты. В частности, транспортировка ракеты предусмотрена только при наличии определенного давления в баках, иначе они просто потеряют свою форму (устойчивость).

5.2.8.3. Требования наименьшего объема и наименьшей массы

Одним из ключевых требований при проектировании РН и разработке конструкции является вопрос об обеспечении минимальных значений объема и массы. Уменьшение объема, как правило, ведет к уменьшению массы любого агрегата, узла, блока. Малая масса элементов при прочих равных условиях характеризует, с одной стороны, степень их конструктивного совершенства, с другой стороны, уменьшение массы элементов приводит к снижению стоимости РН.

На массу конструкции РН оказывают влияние используемые конструкционные материалы. Рекомендуется использовать материалы с малой плотностью при достаточной прочности, в том числе и композиционные материалы. При этом необходимо учитывать производственную базу этих материалов.

На массу конструкции РН оказывает влияние точность определения действующих нагрузок и назначение коэффициентов безопасности.

С целью контроля за ограничениями по массе должна составляться так называемая лимитно-массовая сводка на все элементы РН, включая заправку топливом, газом и другими компонентами.

5.2.8.4. Требования по аэродинамике

Требования по аэродинамике, предъявляемые к ракетам-носителям, в основном сводятся к следующим.

На внешних поверхностях корпуса РН должно быть как можно меньше выступающих устройств. А если без них обойтись нельзя, то их необходимо закрывать обтекателями.

Кроме того, вводятся ограничения:

- по скорости РН в плотных слоях атмосферы;
- по углам атаки в момент достижения ракетой скорости звука;
- по углам атаки в момент прохождения максимальных скоростных напоров.

5.2.8.5. Требования герметичности

Эти требования обусловлены наличием в ракетах герметичных топливных баков и шаров-баллонов наддува, а также наличием герметичных приборных отсеков в разгонных блоках, которые представляют собой нечто среднее между ракетными блоками и космическими аппаратами.

К этим требованиям относятся:

требования по показателям герметичности (натеканию);

по сварке герметичных неразъемных элементов;

по конструктивному исполнению герметичных разъемов;

по проведению испытаний на герметичность в процессе производства;

по контролю герметичности в процессе эксплуатации РН.

5.2.8.6. Требования по минимальному потреблению энергии

Эти требования обусловлены тем обстоятельством, что уменьшение электрической мощности аппаратуры приводит к уменьшению массы как самих элементов, так и системы электропитания.

5.2.8.7. Требования по обеспечению теплового режима

Допустимо использование теплозащиты, теплоизоляции и термостатирования на отдельных составных частях конструкции РН для обеспечения теплового режима при подготовке к пуску, а также при прохождении максимальных скоростных напоров.

5.2.9. Технико-экономические требования

В этом разделе должны быть освещены вопросы:
- стоимости работ;
- источников финансирования;
- сроков выполнения работ;
- порядка сдачи и приемки работ и др.

Данные по стоимости отечественных ракет-носителей по материалам зарубежных источников и открытой печати (в масштабе цен 1992 года) приведены в табл. 5.2.

Таблица 5.2

Данные по отечественным ракетам-носителям

Ракета-носитель	M_0, т	$M_{ПН}$, т (на опорной орбите)	$M_{ПН}$, т (на геостационарной орбите)	Стоимость, млн. руб.
«Циклон –М»	181	2,8		2.2-2.5
«Циклон»	188	4.0		2.3-2.8
«Нева»	220	5.0		2.5-3.0
«Союз»	300	7,0		1 9-2.1
«Русь»	309	7,0		3.0 - 4.0
«Зенит»	460	14,0		4.0-5.0
«Протон»	690	20,6	2,4	5.0 - 6.0
«Ангара»	700	22,0	3,0	8-10
«Энергия-М»	1060	35,0	7,0	30-40
«Энергия»	2850	105,0	20,0	140-180

Естественно, что сейчас эти цены изменились, однако пропорции, по-видимому, остались неизменными.

Экономические расчеты должны проводиться и периодически уточняться в процессе разработки по методикам, разработанным и утвержденным в отрасли.

5.2.10. Требования по видам обеспечения

В этом разделе рассматриваются такие вопросы, как:
- метрологическое обеспечение;
- математическое (программное) обеспечение.

5.2.11. Требования к составным частям РН

В этом разделе рассматриваются следующие требования:
- к системе управления;
- к системе разделения ступеней;
- к системе отделения разгонного блока и космического аппарата и др.

5.2.12. Требования к сырью, материалам и комплектующим

Основные требования этого раздела сводятся к использованию отечественного сырья, материалов и комплектующих. Импортные составляющие допускаются лишь в обоснованных случаях, когда эффект от применения увеличивается многократно.

Следует отметить, что в последнее время наметилась тенденция использования импортных элементов вычислительных систем, применяемых в бортовом комплексе управления ракет-носителей.

5.3. Разработка тактико-технических требований в учебных курсовых проектах

Для учебных курсовых проектов допускается составлять ТТТ в упрощенной форме в виде одной таблицы. Форма такой таблицы с некоторыми пунктами ТТТ приведена ниже. РН. Во второй графе таблицы должны быть приведены ссылки на нормативные документы отрасли или принятые решения комиссий различных уровней по каждому конкретному пункту ТТТ. При выполнении учебного курсового проекта допускается упрощенное обоснование, как это показано в табл. 5.3.

Таблица 5.3

Тактико-технические требования

Наименование пунктов	Обоснование
1. Требования по назначению	
1.1. Тип ракеты – ракета-носитель	Задание
1.2. Назначение - запуск космического аппарата	Задание
1.3. Масса космического аппарата 6 т.	Задание
1.4. Параметры орбиты: - высота в перицентре - 730 км; - высота в апоцентре - 730 км; - угол наклона орбиты - 98,2 град.	Задание
2. Требования к надежности	
2.1. Вероятность безотказной работы - не ниже 0,99 с доверительной вероятностью 0,9.	Результаты расчетов по нормированию надежности
3. Требования к эксплуатации, удобству технического обслуживания, ремонту и хранению	
3.1. Пуск ракеты-носителя производить с космодрома Байконур (Плесецк)	Решение Генерального конструктора
3.2. Диапазон температур при пуске: от -40 до +40 С°.	Требования ОТТ в части эксплуатации
3.3. Относительная влажность при пуске от 30 до 90 %.	Требования ОТТ в части эксплуатации
3.4. Наибольшая скорость ветра при пуске не более 15 м/с.	Требования ОТТ в части эксплуатации
3.5. Сборку ракеты проводить на технической позиции	Требования ОТТ в части эксплуатации
3.6. Сборку ракеты проводить в МИК в горизонтальном положении	Опыт эксплуатации
3.7. Обеспечить подход к блокам оборудования без расстыковки отсеков	Требования ОТТ в части удобства технического обслуживания
3.8. Допустима расстыковка блоков ракеты для замены крупногабаритных составных частей (двигательных установок) РН	Требования ОТТ в части удобства технического обслуживания
3.9. Время сборки РН и подготовки к вывозу из МИК - не более 10 суток;	Требования ОТТ в части хранения
3.10. Хранение ракеты в собранном состоянии не более 30 суток.	Требования ОТТ в части хранения
3.11. Заправку ракеты проводить перед стартом	Криогенные компоненты топлива

Продолжение табл. 5.3

Наименование пунктов	Обоснование
3.12. Время на приведение РН в готовность к запуску на стартовом комплексе - не более 1 суток	Опыт эксплуатации
3.13. Относительная влажность при хранении от 30 до 90 %.	Требования ОТТ в части хранения
3.14. Хранение ракеты - по блокам в пылевлагонепроницаемой укупорке	Требования ОТТ в части хранения
3.15. Длительное хранение ракеты осуществлять в специальном хранилище	Требования ОТТ в части хранения
3.16. Допустимо хранение ракеты в течение 10 лет	Требования ОТТ в части хранения
3.17. Диапазон температур при хранении от +5 до +30 С°.	Требования ОТТ в части хранения
3.18. Время хранения ракеты в заправленном состоянии не более 3 суток.	Криогенные компоненты топлива
4. Требования к транспортабельности	
4.1. Транспортировка ракеты железнодорожным транспортом в специальном вагоне	Габариты блоков РН меньше габаритов вагона. Низкая стоимость
4.2. Диапазон температур при транспортировке от -40 до +40 С°	Требования ОТТ в части транспортабельности
4.3. Относительная влажность при транспортировке от 30 до 90 %.	Требования ОТТ в части транспортабельности
5. Требования к безопасности	
5.1. Обеспечить безопасность при изготовлении деталей, узлов ракеты и ракеты в целом	Требования БЖД
5.2. Обеспечить безопасность при транспортировке	Требования ОТТ в части БЖД при транспортировке
5.3. Обеспечить безопасность при сборке ракеты	Требования БЖД
5.4. Обеспечить безопасность при заправке ракеты топливом	Требования ОТТ в части БЖД
5.5. Обеспечить безопасность при различного рода проверках ракеты	Требования ОТТ в части БЖД
5.6. На ракетных блоках нижних ступеней не допускается использовать токсичные компоненты топлива	Требования ОТТ в части экологии
5.7. Допускается использовать в составе РН разгонные блоки с токсичными компонентами топлива для старта к Луне и планетам	Требования ОТТ в части экологии

Продолжение табл. 5.3

Наименование пунктов	Обоснование
6.Требования к стандартизации и унификации	
Обеспечить взаимозаменяемость деталей, узлов и отсеков	Обеспечение ремонтопригодности
7. Требования к технологичности	
7.1. Для баков применять высокопрочные свариваемые алюминиевые сплавы	Требования ОТТ в части технологичности
8. Конструктивные требования	
8.1. Соединение ступеней - последовательное	Решение Генерального конструктора
8.2. Длина ракеты не более 60 м.	Результаты расчета (вначале - по прототипам)
8.3. Длина ракетного блока первой ступени не более 22 м.	Результаты расчета (вначале - по прототипам)
8.4. Диаметр ракетных блоков 4,0 м	Результаты расчета (вначале - по прототипам)
8.5. Предельный диаметр ракеты в собранном виде не более 10 м	Габаритные ограничения МИК, оборудования, стартового комплекса
8.6. Обеспечить прочность ракеты при коэффициенте безопасности: - для баков 1,5; - для баллонов 2,0; - для сухих отсеков 1,2; - для ответственных силовых элементов и узлов 1,8.	Требования ОТТ в части конструктивных требований по прочности
8.7. Двигатели на жидком топливе	Обеспечение точности выведения КА
8.8. Топливо первая ступень: окислитель - жидкий кислород; горючее – керосин РГ-1; вторая ступень: окислитель - жидкий кислород; горючее – керосин РГ-1	Опыт эксплуатации. Низкая стоимость
8.9. Баки РН должны быть герметичными. При проверке герметичности допустимо натекание не более $2 \cdot 10^{-7}$ Вт	Требования нормативно-технической документации на герметичность баков
8.10. Для негерметичных отсеков применять высокопрочные несвариваемые алюминиевые сплавы.	Высокая прочность

Окончание табл. 5.3

Наименование пунктов	Обоснование
8.11. Для негерметичных отсеков допускается применение композиционных материалов	Низкая удельная масса
8.12. Негерметичные отсеки РН и стыки должны быть пылевлагонепроницаемы	Требования ОТТ
8.13. Допустимо использование теплозащиты на днищах баков с криогенными компонентами топлива	Предохранение от конденсации влаги на частях межбаковых и переходных отсеков
8.14. Допускается использовать теплозащитные покрытия на конусных поверхностях головного обтекателя и переходных отсеках РН	Обеспечение теплового режима при полете РН
9. Технико-экономические требования	
9.1. Предусмотреть изготовление в серийном производстве. Объем производства 12 изделий в год	Результаты маркетинговых исследований по анализу рынка
9.2. Предусмотреть изготовление ракеты на универсальном оборудовании	Низкая стоимость
9.3. Допустимо использование в производстве уникального оборудования	Решение главного технолога
10. Требования к составным частям РН	
10.1. Система наведения - активная, радиолокационная с использованием БЦВМ	Малая масса. Расширенные возможности
11. Требования к сырью, материалам и комплектующим	
Применять только материалы отечественного производства	Независимость от иностранных производителей

6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИЧЕСКОЙ СКОРОСТИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

6.1. Методы расчета характеристической скорости ракет-носителей

6.1.1. Статистические данные по характеристической скорости ракет-носителей

В первом приближении потребную характеристическую скорость ракет-носителей, необходимую для осуществления околоземных и межпланетных космических полетов различного назначения, можно выбирать по статистике из табл. 6.1.

Таблица 6.1

Характеристическая скорость ракет-носителей
для различных видов космических полетов с Земли

Виды полетов	$V_X^{потр}$, км/с
1. Выведение на низкую круговую орбиту	9,2-10
2. Выведение КА на эллиптическую орбиту с апогеем 40-60 тыс. км	12,3-12,8
3. Выведение КА на стационарную орбиту	13,7-14,6
4. Выведение КА за пределы сферы действия Земли (искусственная планета)	12,5-13
5. Облет Луны	12,5-13,5
6. Выведение КА на селеноцентрическую орбиту (спутник Луны)	13,8-14,5
7. Полет КА к Луне с посадкой на ее поверхность	15,5-16,5
8. Осуществление Лунной экспедиции с возвращением на Землю (с торможением атмосферой)	18,5-19,5
9. Пролет КА вблизи Марса (Венеры) или полет с посадкой на Марс (Венеру) с торможением атмосферой	13,5-14,5
10. Осуществление Марсианской экспедиции с возвращением на Землю (с торможением атмосферой)	22-24
11. Выход КА за пределы Солнечной системы	18,5-19

6.1.2. Структура формулы для расчета характеристической скорости ракет-носителей

Во втором приближении потребную характеристическую скорость РН рассчитывают с учетом потерь и маневров различного рода.

Приведем методику такого расчета применительно к орбитам Земли.

Потребная характеристическая скорость ракеты-носителя определяется по следующей зависимости:

$$V_X^{потр} = V_{X\,ид}^{потр} + \Delta V_G + \Delta V_A + \Delta V_R + \sum_{i=1}^{n} \Delta V_i \,, \qquad (6.1)$$

где $V_{X\,ид}^{потр}$ - идеальная потребная характеристическая скорость;

ΔV_G - потери скорости на преодоление силы тяжести Земли;

ΔV_A - потери скорости на преодоление аэродинамических сил сопротивления;

ΔV_R - потери скорости от противодавления на срезе сопла двигателя;

ΔV_i - приращение характеристической скорости на проведение *i*-го маневра;

n – количество маневров.

На первых этапах приближения можно принять

$$\Delta V_G + \Delta V_A + \Delta V_R = 1350...1650 \text{ м/с} \qquad (6.2)$$

Пример 1. Определить потребную характеристическую скорость РН, необходимую для вывода КА на круговую опорную орбиту высотой 200 км.

Решение. Как упоминалось ранее, идеальная потребная характеристическая скорость $V_{X\,ид}^{потр}$ определяется выражением (2.8):

$$V_{X\,ид}^{потр} = \sqrt{\frac{\mu_З}{r_{ОО}}\left(\frac{2\cdot r_{ОО}}{R_З} - 1\right)} = \sqrt{\frac{3{,}986\cdot 10^5}{6371+200}\left(\frac{2\cdot(6371+200)}{6371} - 1\right)} = 8029 \ \ м/с \,,$$

где $\mu_З = 3{,}986 \cdot 10^5$ км^3/с^2 - гравитационная постоянная Земли;

$R_З$ = 63714 км - средний радиус Земли.

По формуле (6.1) с учетом (6.2) получаем

$$V_X^{потр} = V_{X\,ид}^{потр} + \Delta V_G + \Delta V_A + \Delta V_P = 8029 + 1650 \approx 9680 \text{ м/с.}$$

В этом примере использовалась верхняя граница потерь скорости (см. выражение 6.2).

6.1.3. Расчет скорости на опорной орбите

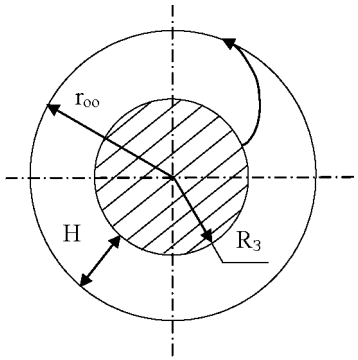


Рис. 6.1. Схема выведения полезного груза на опорную орбиту

Схема выведения представлена на рис. 6.1, где введены следующие обозначения: $R_З$ – радиус Земли; $r_{оо}$ – радус-вектор опорной (круговой орбиты); H – высота орбиты. Проектный расчет характеристической скорости РН или разгонных блоков, связанный с выводом верхних ступеней РН или КА на круговые и эллиптические орбиты, основывается на законе сохранения энергии, который для центрального поля тяготения выглядит следующим образом:

$$V^2 = \mu \cdot \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right), \qquad (6.3)$$

где μ - гравитационная постоянная притягивающего центра;

r – радиус-вектор КА на орбите;

a – большая полуось орбиты.

Параметр a по определению равен

$a = \dfrac{r_\alpha + r_\pi}{2}$, где r_α и r_π - радиусы апогея и перигея орбиты.

Для проектного расчета характеристической скорости удобнее пользоваться следующей формулой, полученной из зависимости (6.3):

$$V = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}. \qquad (6.4)$$

Для расчета характеристической скорости РН, стартующей с Земли, часто используют расчетную формулу, в которой присутствует первая космическая скорость. Преобразуем формулу (6.4) к следующему виду

$$V = \sqrt{\mu_З \cdot \frac{R_З}{R_З} \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} = \sqrt{\frac{\mu_З}{R_З}} \sqrt{R_З \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} = V_I \sqrt{R_З \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}, \quad (6.5)$$

Здесь

$$V_I = \sqrt{\frac{\mu_З}{R_З}} \text{ - первая космическая скорость.} \qquad (6.6)$$

Гравитационная постоянная Земли равна $\mu_З = 3{,}986 \cdot 10^5$ км^3/с^2, средний радиус Земли составляет 6371 км, поэтому нетрудно рассчитать, что первая космическая скорость для Земли составляет 7910 м/с.

Тогда из (6.5) можно получить формулы для расчета скорости КА на опорной орбите:

$$V_{оо} = V_1 \sqrt{R_З \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} = V_1 \sqrt{R_З \left(\frac{2}{r_{оо}} - \frac{1}{r_{оо}} \right)} = V_1 \sqrt{\frac{R_З}{r_{оо}}}. \qquad (6.7)$$

Пример 2. Определить скорость КА на круговой опорной орбите высотой 200 км.

Решение. По формуле (6.7) имеем

$$V_{оо} = 7{,}910 \cdot \sqrt{\frac{6371}{(6371 + 200)}} = 7{,}790 \text{ [км/с].}$$

6.1.4. Расчет приращения скорости, необходимой для перевода КА с опорной орбиты на эллиптическую орбиту

Расчет производится с использованием той же зависимости (6.5), но с учетом допущений, что приращение скорости дается мгновенно в точке перигея будущей эллиптической орбиты. При расчете в формулу подставляются соответствующие параметры эллиптической орбиты.

Пример 3. Определить приращение скорости ΔV_1, необходимой для перевода КА с опорной орбиты высотой 200 км на эллиптическую орбиту высотой 36000 км (см. схему, представленную на рис. 6.2.).

Решение. Рассчитаем следующие параметры:

$$r_{00} = R_З + H_{00};$$

$$r_\pi = r_{00} = 6371 + 200 = 6571 \text{ км};$$

$$r_\alpha = R_З + H_\alpha = 6371 + 36000 = 42731 \text{ км};$$

$$a = \frac{r_\pi + r_\alpha}{2} = \frac{6571 + 42371}{2} = 24471 \text{ км}.$$

Подставляя эти значения в формулу (6.5), получаем

$$V_\pi = V_I\sqrt{R_З\left(\frac{2}{r_\pi} - \frac{1}{a}\right)} = 7,91\sqrt{6371\left(\frac{2}{6571} - \frac{1}{24471}\right)} = 10,25 \text{ [км/с]}.$$

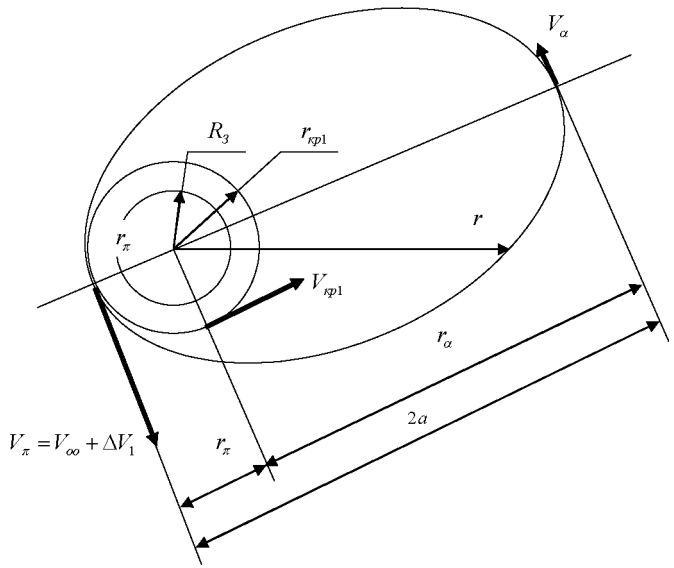


Рис. 6.2. Схема перевода КА на эллиптическую орбиту

Приращение скорости рассчитывается как разность скорости КА в перигее эллиптической орбиты и скорости КА на круговой опорной орбите, то есть

$$\Delta V_1 = V_\pi - V_{оо} = 10,25 - 7,79 = 2,46 \text{ [км/с]}.$$

6.1.5. Расчет приращения скорости, необходимой для перевода КА с эллиптической орбиты на высокую круговую орбиту

Расчет, так же как и в предыдущем случае, производится с использованием той же зависимости (6.5) и учетом того, что приращение скорости дается мгновенно в точке апогея эллиптической орбиты (см. схему, представленную на рис. 6.3).

Искомая добавка скорости определяется как разность между скоростью КА на высокой круговой орбите и скоростью КА в точке апогея эллиптической орбиты.

Пример 4. Определить приращение скорости ΔV_2, которая необходима для перевода КА с эллиптической орбиты на высокую круговую орбиту. Параметры орбит принять такими же, как и в примере 3.

Решение. Рассчитаем сначала скорость полета КА по эллиптической орбите в точке апогея. При этом воспользуемся данными, полученными в примере 3:

$$V_\alpha = V_I\sqrt{R_З\left(\frac{2}{r_\alpha} - \frac{1}{a}\right)} = 7,91\sqrt{6371\left(\frac{2}{42371} - \frac{1}{24471}\right)} = 1,589 \text{ [км/с]}.$$

Теперь рассчитаем скорость КА на высокой круговой орбите с высотой, соответствующей радиусу апогея эллиптической орбиты.

Расчетная формула будет практически такой же, как и формула (6.7), с той лишь разницей, что вместо радиуса опорной орбиты необходимо подставлять радиус высокой круговой орбиты. Таким образом можно получить следующие результаты:

$$V_{кр2} = V_1\sqrt{\frac{R_З}{r_\alpha}} = 7,91\sqrt{\frac{6371}{42371}} = 3,067 \text{ [км/с]}.$$

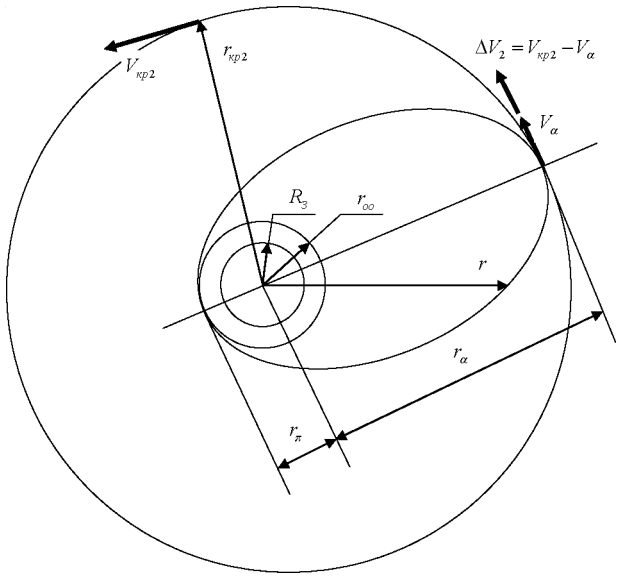


Рис. 6.3 Схема перевода КА с эллиптической орбиты на высокую круговую орбиту

Тогда приращение скорости ΔV_2, которая необходима для перевода КА на высокую круговую орбиту в точке перигея эллиптической орбиты, будет следующим:

$$\Delta V_2 = V_{кр2} - V_\alpha = 3,067 - 1,589 = 1,478 \ \text{[км/с]}.$$

6.1.6. Расчет приращения скоростей, необходимых для перевода КА с высокой круговой орбиты на эллиптическую орбиту и с эллиптической орбиты на низкую круговую орбиту

Такого рода маневры используются, например, при перестроении орбитальной группировки космических аппаратов, перед спуском КА, а также для "захоронения" (затопления) отработавших КА.

Расчет приращений скорости проводится в той же последовательности, что и расчет скорости для перевода КА на высокие орбиты. Но при этом следует учитывать, что процесс перехода КА с одной орбиты на

другую осуществляется в обратной последовательности и что в соответствующих точках орбиты скорость нужно гасить, а не добавлять (то есть КА необходимо тормозить до необходимой скорости).

6.1.7. Расчет приращения скорости для изменения плоскости орбиты

Необходимость в изменении плоскости орбиты возникает, например, при запуске КА на геостационарную орбиту с космодрома, который не находится на экваторе. Необходимость в изменении плоскости орбиты может возникнуть из-за ограничения по азимуту пуска ракет-носителей. Например, с космодрома Байконур наклонение орбит составляет 51,6°, что связано с районами падений отработавших ступеней ракет-носителей.

Изменение угла наклона плоскости орбиты проводится путем изменения направления вектора скорости разгонного блока КА. Для этого необходимо сообщить КА приращение импульса скорости.

Схема для расчета приращения характеристической скорости, необходимой для изменения плоскости орбиты на угол φ, представлена на рис.6.4.

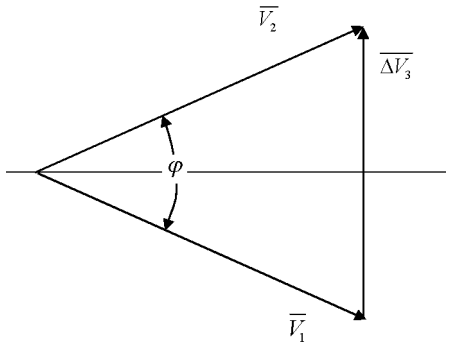


Рис. 6.4. Схема для расчета приращения скорости КА, необходимой для изменения плоскости орбиты

На этой схеме $\overline{V_1}$ - первоначальный вектор скорости КА, $\overline{V_2}$ - вектор скорости КА после изменения плоскости орбиты на угол φ.

Из схемы видно, что для изменения направления вектора скорости $\overline{V_1}$ на угол φ (чтобы получить вектор скорости $\overline{V_2}$) необходимо добавить вектор скорости $\overline{\Delta V_3}$. Из геометрических соотношений нетрудно получить модуль вектора $\overline{\Delta V_3}$:

$$\Delta V_3 = V_1 \cdot \sin\frac{\varphi}{2}. \qquad (6.8)$$

Пример 5. Пусть необходимо изменить плоскость орбиты на 60°. Тогда по формуле (6.8) получаем

$$\Delta V_3 = 2 \cdot V_1 \cdot \sin\frac{60^\circ}{2} = V_1.$$

Из примера видно, что для поворота плоскости орбиты КА на 60° необходимо сообщить КА импульс скорости, равной скорости полета КА на первоначальной орбите.

Для спутников, запускаемых с космодрома Байконур с углом наклона плоскости орбиты $51{,}6^\circ$, приращение скорости для перевода КА в плоскость экватора составит

$$\Delta V_3 = 2 \cdot V_1 \cdot \sin\frac{51{,}6^\circ}{2} = 0{,}870 \cdot V_1.$$

Поэтому запуск спутников на орбиты, лежащие в плоскости экватора, выгоднее производить с космодромов, находящихся на экваторе.

Следует также отметить, что для изменения плоскости орбиты выгоднее всего сообщать космическому аппарату импульс скорости в точке апогея орбиты, так как в этой точке скорость КА минимальна.

На рис. 6.5 приведена схема вывода КА на геостационарную орбиту с космодромов Байконур и Плесецк. На этом рисунке цифрами *1*, *2* и *3* обозначены соответственно опорная, эллиптическая и стационарная орбиты; i – угол наклона опорной и эллиптической орбит; $\overline{V_1}$, $\overline{V_2}$ и $\overline{\Delta V_3}$ - векторы импульсов скорости для перевода КА с опорной орбиты на геостационарную.

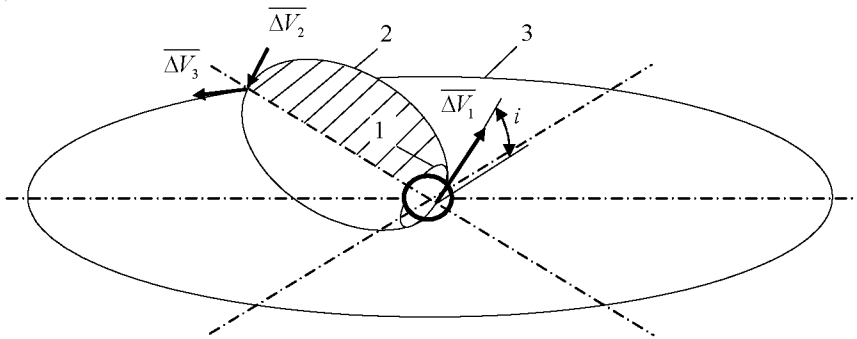


Рис. 6.5. Схема вывода КА на геостационарную орбиту с космодромов Байконур и Плесецк

Пример 6. Определить характеристическую скорость РН с разгонным блоком для запуска КА на стационарную орбиту. Угол наклона плоскости опорной орбиты принять для простоты расчетов равным 60°.

Решение. Приращения скорости для проведения маневров в нашем примере уже известны, поскольку параметры промежуточных орбит совпадают с параметрами, приведенными в примерах 2-5:

$$V_X^{потр} = V_{Xид}^{потр} + \Delta V_G + \Delta V_A + \Delta V_P + \sum_{i=1}^{n} \Delta V_i =$$

$$= 8{,}029 + 1{,}65 + 2{,}46 + 0{,}870 \cdot 1{,}589 + 1{,}478 = 14{,}999 \ \ [км/с].$$

Здесь, как и в примере 2, из выражения (6.2) использовалась скорость, соответствующая верхней границе потерь скорости.

6.2. Старт к Луне и планетам

6.2.1. Старт к Луне

В общем случае задачу определения параметров движения КА к Луне следует решать при наличии двух притягивающих центров, Земли и Луны. Эта задача довольно сложна.

Для проектных расчетов в первом приближении можно считать, что Луна не притягивает КА. Расчет в этом случае сводится к схеме перехода КА с опорной орбиты на эллиптическую орбиту (очень вытянутую).

Радиус апогея такой орбиты равен расстоянию от Земли до Луны, то есть примерно 384400 км. При этом в действительности будет некоторый запас характеристической скорости, так как Луна притягивает КА.

Пример 7. Определить приращение скорости, необходимой для старта космического комплекса к Луне с опорной орбиты.

Решение. Линейная скорость КА на круговой опорной орбите (орбите ожидания) высотой 200 км, как было показано ранее (см. пример 1), составляет 7,790 км/с.

Радиус апогея эллиптической орбиты принимаем равным среднему расстоянию от Земли до Луны, то есть $r_\alpha = 384400$ км.

Рассчитаем большую полуось эллиптической орбиты:

$$a = \frac{r_\pi + r_\alpha}{2} = \frac{6571 + 384400}{2} = 195485 \text{ км.}$$

Скорость в перигее орбиты рассчитывается по формуле (6.5):

$$V_\pi = V_1\sqrt{R_З\left(\frac{2}{r_\pi} - \frac{1}{a}\right)} = 7,91\sqrt{6371\left(\frac{2}{6571} - \frac{1}{195485}\right)} = 10,923 \text{ [км/с].}$$

Следовательно, при отлете с орбиты ожидания к Луне космическому аппарату требуется приращение скорости

$$\Delta V_1 = V_\pi - V_{оо} = 10,923 - 7,789 = 3,134 \text{ км/с.}$$

Следует также отметить, что данное приращение скорости рассчитано при условии, что Луна в момент встречи с КА будет находиться в плоскости орбиты ожидания.

6.2.2. Старт к планетам

При проектных расчетах полагают, что плоскости всех орбит совпадают и планеты движутся по круговым орбитам, а радиусы орбит планет равны среднему расстоянию от Солнца до соответствующей планеты. Такое упрощение задачи для первого приближения вполне допустимо, ибо эксцентриситеты планетных орбит и их наклонения к плоскости земной орбиты небольшие.

Методику расчета характеристической скорости рассмотрим на примере старта к Марсу.

6.2.2.1. Характеристическая скорость для перевода КА с опорной земной орбиты на межпланетную траекторию без учета притяжения Земли

Наиболее рациональной схемой межпланетных полетов считается гомановский переход КА с орбиты Земли на орбиту Марса (рис. 6.6).

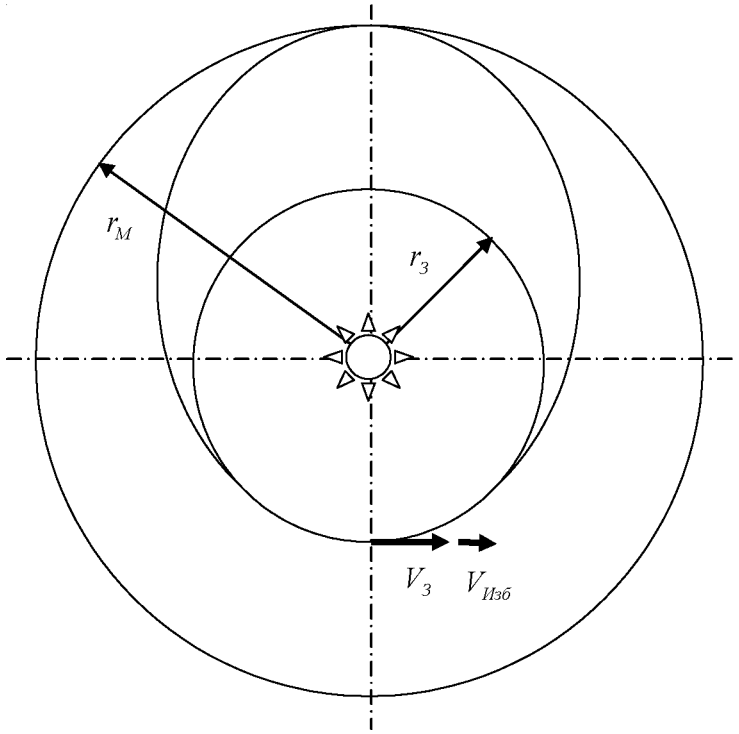


Рис. 6.6. Гомановский переход с орбиты Земли на орбиту Марса

Если не учитывать притяжения планеты отлета и планеты назначения, то схемы расчета межпланетных траекторий будут полностью совпадать со схемами расчетов при переходе ИСЗ с одной круговой орбиты на другую, лежащие в той же плоскости. Необходимо лишь вместо геоцентрических данных подставить гелиоцентрические.

Исходные данные для решения этой задачи следующие:

- гравитационная постоянная Солнца $1{,}32\cdot10^{20}$ м^3/с^2;
- среднее расстояние от Солнца до Земли $1{,}5\cdot10^{11}$ м;
- среднее расстояние от Солнца до Марса $2{,}28\cdot10^{11}$ м.

Рассчитывается полуось эллиптической межпланетной орбиты:

$$a = \frac{r_\pi + r_\alpha}{2} = \frac{1{,}5\cdot10^{11} + 2{,}28\cdot10^{11}}{2} = 1{,}89\cdot10^{11}\ м,$$

а затем скорость КА в точке перигелия межпланетной орбиты:

$$V_\pi = \sqrt{\mu_c\left(\frac{2}{r_\pi} - \frac{1}{a}\right)} = \sqrt{1{,}32\cdot10^{20}\cdot\left(\frac{2}{1{,}5\cdot10^{11}} - \frac{1}{1{,}8910^{11}}\right)} =$$

$$= 32691\ м/с = 32{,}691\ км/с$$

Учитывая, что абсолютная скорость Земли относительно Солнца равна $\Delta V_З = 29{,}785\ км/с$, можно получить необходимое приращение характеристической скорости (избыточную скорость) для перевода КА с земной орбиты на межпланетную траекторию:

$$\Delta V_{Изб} = 32{,}729 - 29{,}785 = 2{,}944\ км/с.$$

6.2.2.2. Приращение характеристической скорости для разгона межпланетного КА с учетом притяжения Земли

Выше было показано, что для касательного перехода с круговой орбиты Земли на траекторию полета к Марсу КА (перелет по схеме Гомана) необходимо сообщить приращение скорости (избыточную скорость) $\Delta V_{Изб} = 2{,}944\ км/с$. Однако, если эту скорость добавить на опорной орбите, то КА в начальные моменты времени будет иметь скорость

$$V_{КА} = V_{оо} + V_{Изб} = 7{,}790 + 2{,}994 = 10{,}734\ км/с.$$

Но КА не полетит к Марсу, так как для преодоления сил земного тяготения КА должен иметь скорость освобождения (с учетом высоты опорной орбиты 200 км) не менее

$$V_{осв} = V_{оо}\cdot\sqrt{2} = 7{,}790\cdot\sqrt{2} = 11{,}017\ км/с.$$

Для вывода космического комплекса на межпланетную траекторию можно использовать различные схемы.

Можно осуществить вывод космического комплекса на гомановскую перелетную траекторию с помощью двух импульсов скорости: сначала на опорной орбите Земли надо сообщить ему скорость, равную скорости освобождения, а затем, когда он пересечет сферу действия Земли, вторым импульсом дать ему добавочную (избыточную) скорость. Подобный разгон, хотя и выведет КА на перелетную гомановскую траекторию, однако не будет оптимальным.

Если полный разгон КА совершить не на границе действия Земли, а как можно ближе к Земной поверхности, то для перехода на межпланетную траекторию можно сэкономить необходимую для этого перехода добавочную скорость. Действительно, если телу сообщить скорость большую, чем скорость освобождения, то тело не только уйдет в бесконечность, но и будет иметь там некоторую скорость, которую называют избыточной или остаточной. Из механики космического полета известно, что стартовая скорость связана со второй космической скоростью (скоростью освобождения) и избытком скорости движения КА по гиперболической траектории формулой

$$V_{ст}^2 = V_{осв}^2 + V_{изб}^2 .$$

Следовательно, если у поверхности Земли сообщить КА стартовую скорость

$$V_{ст} = \sqrt{V_{осв}^2 + V_{изб}^2} = \sqrt{(11,017)^2 + (2,944)^2} = 11,403\ км/с ,$$

то космический аппарат после ухода от Земли будет иметь избыточную скорость (при движении по гиперболической траектории), равную 2,944 км/с. Эта скорость позволит ему попасть на переходную гомановскую траекторию к Марсу.

Таким образом, характеристическая скорость для старта с опорной орбиты на межпланетную орбиту составит

$$\Delta V_M = V_{ст} - V_{оо} = 11,403 - 7,790 = 3,613\ км/с .$$

Характеристическая скорость для вывода КА на межпланетную траекторию полета к Марсу с учетом старта с земной поверхности составит:

$$V_{X_M} = V_{PH} = V_{OO} + \Delta V_G + \Delta V_A + \Delta V_R + \Delta V_M =$$

$$= 7,79 + 1,9 + 3,613 = 13,303\ км/с .$$

Применяя описанную выше методику расчетов, можно определить минимальные стартовые скорости $V_{ст}$ для полетов на другие планеты по траекториям, соответствующим переходу Гомана.

В табл. 6.2 приведены результаты расчетов приращения характеристической скорости для старта с Земли к планетам солнечной системы (без учета притяжения Земли). Во второй колонке таблицы указаны добавочные скорости $\Delta V_{Пл}$, которые должен иметь КА после преодоления силы земного тяготения, чтобы достичь планеты назначения по гомановской траектории. Знак минус напротив Меркурия и Венеры указывает на то, что вектор добавочной скорости должен быть направлен противоположно вектору орбитальной скорости Земли. Во второй колонке таблицы указаны необходимые для достижения планет теоретические минимальные стартовые скорости, сообщаемые межпланетным КА у земной поверхности.

Таблица 6.2.

Данные для расчета приращения характеристической скорости для старта с Земли к планетам солнечной системы

Планеты	$\Delta V_{Пл}$, км/с	$V_{ст}$, км/с
Меркурий	-7,53	13,49
Венера	-2,49	11,46
Марс	2,94	11,41
Юпитер	8,79	14,22
Сатурн	10,29	15,19
Уран	11,27	15,88
Нептун	11,64	16,4

7. ВЫБОР ТОПЛИВА ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ РАКЕТ

Выбор топлива при проектировании ракет имеет особое значение, так как оно в основном определяет тип применяемого двигателя, массу и габариты ракеты. Следует иметь в виду, что 80-95% стартовой массы ракеты приходится на долю топлива.

7.1. Классификация топлива

В ракетной технике используются три вида ракетных топлив:

- *жидкие*;
- *твердые*;
- *комбинированные* (твердое горючее и жидкий окислитель).

Жидкие топлива классифицируются по следующим признакам.

По числу компонентов:

- *двухкомпонентные*, раздельно хранимые и подаваемые в камеру сгорания ЖРД (например жидкий кислород + жидкий водород);
- *однокомпонентные* (например перекись водорода).

Двухкомпонентные топлива, в свою очередь, классифицируются **по способу воспламенения:**

- *несамовоспламеняющиеся*, требующие для своего воспламенения дополнительного источника тепла (например керосин + жидкий кислород);
- *самовоспламеняющиеся* (азотная кислота + керосин + диметилгидразин).

По температуре кипения:

- *высококипящие* (керосин);
- *низкокипящие* (жидкий кислород, жидкий водород).

Твердые топлива подразделяются:

- *на гомогенные* (нитроглицерин $C_6H_7(OH)_{3-X}$ (ONO_2) + нитроцеллюлоза);
- *гетерогенные* (или смесевые), в которых в качестве окислителя используются соли, богатые кислородом, а в качестве горючего - органические материалы типа резины, асфальта и т.п. (например перхлорат аммония + каучук).

В комбинированном топливе один из компонентов находится в твердой фазе, а второй компонент – в жидкой (например твердое горючее и жидкий окислитель). В частности, в противоспутниковой трехступенчатой ракете, запускаемой с помощью самолета МиГ-31, в качестве горючего использовался каучук, а в качестве окислителя - жидкий кислород.

7.2. Требования, предъявляемые к ракетным топливам

В своем историческом развитии основные требования к ракетным топливам претерпели существенные изменения.

Так, при проектировании первых баллистических ракет наряду с требованием высокого удельного импульса выдвигалось требование обеспечения низкой температуры горения. Поэтому на ракетах ФАУ-2 и Р-1 в качестве горючего применялся спирт, температура горения которого относительно низка. Причем этот спирт балластировали (разбавляли) водой до 75% концентрации для еще большего снижения температуры горения в камере сгорания. На последующих ракетах Р-2, Р-5 проблема охлаждения двигателя была частично снята и использовался спирт 95% концентрации.

В дальнейшем, когда проблема охлаждения двигателя была полностью снята, в конструкторском бюро С. П. Королева была спроектирована двухступенчатая баллистическая ракета Р-7 на компонентах топлива керосин + жидкий кислород. Это топливо имело относительно высокий удельный импульс. Однако возникла проблема обеспечения высокой боеготовности ракет с использованием жидкого кислорода. Эта проблема решалась, с одной стороны, увеличением скорости заправки ракеты жидким кислородом (баллистическая ракета Р-9), с другой стороны, использованием компонентов топлива с высокой стабильностью при длительном хранении. То есть одним из важных требований было требование высокой стабильности топлива. Поэтому появились ракеты с токсичными компонентами топлива.

При дальнейшем совершенствовании баллистических ракет требования высокой боеготовности привели к созданию твердотопливных ракет.

Для ракет-носителей, создаваемых в настоящее время, основные требования (также наряду с требованием высокого удельного импульса) - это нетоксичность (минимальное влияние компонентов топлива на экологию окружающей среды) и минимальная стоимость топлива. Однако полностью отказаться от токсичных компонентов топлива в настоящее время не представляется возможным, так как для разгонных блоков верхних ступеней ракет и межпланетных космических комплексов одним

из важных требований является требование длительного хранения компонентов топлива. К сожалению, в настоящее время таким требованиям отвечают только токсичные компоненты.

Наибольшее распространение в ракетах-носителях получили двухкомпонентные жидкие топлива. К ним предъявляются следующие требования.

1. Высокие значения удельных тяг (удельных импульсов).

2. Низкая токсичность компонентов топлива как в жидком, так и в газообразном состоянии.

3. Большая плотность компонентов топлива, обеспечивающая размещение требуемой части топлива в меньших объемах топливных баков.

4. Низкая температура замерзания (не выше -40°С) и возможно высокая температура кипения.

5. Малая химическая активность (коррозионность) компонентов топлива по отношению к конструкционным материалам.

6. Высокая физическая и химическая стойкость компонентов топлива при эксплуатационных давлениях и температурах, обеспечивающая их длительное хранение в баках ракетных блоков (хранение жидких криогенных компонентов представляет определенные трудности).

7. Малая гигроскопичность компонентов топлива, то есть склонность их к поглощению влаги из атмосферы, и как следствие, снижение концентрации.

8. Безопасность при хранении и эксплуатации компонентов топлива, то есть они не должны бурно испаряться, взрываться и самовоспламеняться в присутствии атмосферного воздуха.

9. Бездефицитность компонентов топлива, низкая стоимость, возможность поставки с отечественных баз.

В баллистических ракетах последних поколений в основном применяются твердотопливные двигатели, обеспечивающие требования по минимальному времени с момента выдачи команды на запуск ракеты до ее старта.

7.3. Характеристики ракетного топлива

Существует довольно много характеристик ракетного топлива. Например, такие характеристики, как теплоемкость, теплопроводность, вязкость, скорость горения и др., используются специалистами по разработке топлива и двигателей. Однако при выборе топлива при проектировании ракет используются, как правило, следующие характеристики:

- удельный импульс;
- токсичность;
- плотность;
- соотношение компонентов топлива;
- стабильность;
- наличие производственной базы;
- наличие специальной производственной базы;
- стоимость.

Рассмотрим последние характеристики подробнее.

Удельный импульс

Эта характеристика подробно рассматривалась в разд. 2 настоящего учебного пособия. Напомним, что она определяется следующим соотношением:

$$J_{уд} = \frac{R}{\dot{m}}, \qquad (7.1)$$

где R – тяга двигателя;

$\dot{m}$ - расход топлива в единицу времени.

Если одновременно работают несколько ЖРД различного типа или с различными компонентами топлива, то говорят о некоторой осредненной характеристике, например, об отношении суммарной тяги двигательных установок к суммарному расходу топлива:

$$w_e = \frac{\sum_1^n R_i}{\sum_1^n \dot{m}_i}. \qquad (7.2)$$

Поскольку из (7.1) следует

$$\dot{m}_i = \frac{R_i}{w_i},$$

то выражение (7.2) можно переписать следующим образом:

$$w_e = \frac{\sum_1^n R_i}{\sum_1^n \frac{R_i}{w_i}}. \qquad (7.3)$$

Некоторые данные по удельным импульсам для различных компонентов топлива приведены в табл. 7.1. Состав и основные характеристики некоторых твердых топлив приведены в табл. 7.2.

Таблица 7.1

Некоторые характеристики топлива

Окислитель	Горючее	Удельный импульс $J_{уд}$, м/с	Соотн. комп. топлива, κ	Средн. плотн. $\rho_{ср}$, кг/м^3	Температура горения Т, °С
Азотная кислота HNO_3 (98%)	Керосин	2300-3130	5,34	1360	2980-3010
Азотная кислота HNO_3 (98%)	Тонка	2350-3100		1320	3000
Четырехокись азота N_2O_4	Керосин	2400-3100		1380	3300
Жидкий кислород	Керосин	2750-3475	2,73- 2,9	1000	3600
Жидкий кислород	Этиловый спирт (92%)	2550	1,5	990	3300
Жидкий кислород	Жидкий водород	3350-4540	3,5-5,56	260-320	2755-3270
Жидкий фтор	Гидразин	3450	2,0	1320	4650
Жидкий кислород	ДМГ	2850-2950		1020	3545
Жидкий кислород	НДМГ	2680-3590	1,92	960	3012
Азотная кислота HNO_3 (98%)	НДМГ	2530-3120	3,2	1280	
Азотная кислота HNO_3 (70%) + окислы азота (30%)	НДМГ	2530	3,0	1280	3140
Четырехокись азота (N_2O_4)	НДМГ	2680-2795	2,5-2,8	1185	3360
Четырехокись азота (N_2O_4)	Аэрозин-50 (50% НДМГ+50% гидразин)	2700-3305	2,13-3,00	1240-1280	3140

Таблица 7.2

Состав и основные характеристики некоторых твердых топлив

Характеристики	Нитроцеллюлозные топлива	Смесевые топлива		
	Нитрат целлюлозы - 51,5%; нитроглицерин – 43,0%; Добавки – 5,5%	NH_4ClO_4 – 80%; Полибутадиен – 20%	NH_4ClO_4 – 72%; Полиэфир – 18%; Al – 10%	NH_4ClO_4 – 68%; Полиуретан – 17%; Al – 15%
Плотность, кг/м^3	1620	1720	1770	1800
Температура горения, К	3060	2790	3290	3300
Удельный импульс, м/с	2400	2300	2440	2460

Следует отметить, что разброс значений отдельных характеристик, приведенных в этих и последующих таблицах, объясняется тем, что они заимствованы из различных источников, измерялись при различных условиях (например, удельный импульс существенно зависит от давления в камере сгорания) и относятся к различным годам становления ракетной техники.

В этих таблицах приняты следующие сокращения: ДМГ - диметилгидразин; НДМГ - несимметричный диметилгидразин.

Токсичность

Предельно допустимые концентрации (ПДК) паров некоторых компонентов топлива представлены в табл. 7.3.

Таблица 7.3

Предельно допустимые концентрации паров компонентов топлива

Компоненты топлива	ПДК, мг/м^3	
Кислород	-	-
Керосин	300	-
Азотная кислота	5	Токсичен
Перекись водорода	1	Токсичен
НДМГ	0,1	Токсичен
Фтор	0,03	Токсичен

Для сравнения: предельно допустимая концентрация паров отравляющего газа фосген равна 0,5, а синильной кислоты – 0,3.

Плотность топлива и его компонентов

Значения плотности некоторых компонентов топлива приведены в табл. 7.4.

Таблица 7.4

Плотность некоторых компонентов топлива

Компоненты топлива	Плотность, кг/м^3
Жидкий кислород	1140
Жидкий водород	70
Керосин	860
НДМГ	785-808
Аэрозин -50	890
Четырехокись азота N_2O_4	1440 - 1450
Азотная кислота HNO_3 (70%) + окислы азота (30%)	1570 - 1610

Кроме обычной плотности используют среднюю плотность пары компонентов топлива, в которой учитываются плотности и объемы как окислителя, так и горючего:

$$\rho_{ср} = \frac{m_{ОК} + m_{Г}}{V_{ОК} + V_{Г}}. \qquad (7.4)$$

Значения средних плотностей для некоторых пар компонентов топлива приведены в табл. 7.1.

Соотношение компонентов топлива

Соотношение компонентов топлива можно характеризовать следующими коэффициентами.

Молярный (теоретический) стехиометрический коэффициент рассчитывается как отношение молярного веса окислителя к молярному весу горючего. Например, сгорание водорода в среде кислорода соответствует следующей химической формуле реакции: $2H_2O+O_2=2H_2O$.

Отсюда можно получить молярный стехиометрический коэффициент

$$\chi = \frac{32}{4} = 8.$$

Однако в ракетной технике используется не стехиометрический коэффициент χ, при котором происходит полное сгорание компонентов топлива, а коэффициент K - отношения расхода в единицу времени массы окислителя к массе горючего (секундного расхода окислителя к секундному расходу горючего):

$$\kappa = \frac{\dot{m}_{ок}}{\dot{m}_{г}}. \qquad (7.5)$$

Это объясняется тем, что выбор характеристик топлива происходит на основе компромисса между противоречивыми требованиями к его частным показателям. Например, при проектировании ракет и двигателей важнее другая характеристика топлива, а именно, удельный импульс,

максимальное значение которого достигается при несколько меньшем соотношении компонентов топлива, чем стехиометрическое соотношение. Это явление связано с потерями энергии на диссоциацию продуктов сгорания топлива.

В проектных расчетах коэффициент рассчитывают как отношение массы окислителя к массе горючего, находящихся в ракетном блоке, то есть

$$\kappa = \frac{\dot{m}_{ок}}{\dot{m}_{г}} \approx \frac{m_{ок}}{m_{г}}.$$

Значения массового стехиометрического коэффициента для некоторых пар компонентов топлива представлены в табл. 7.1.

С учетом коэффициента κ может быть получен средний вес топлива, если в качестве исходной использовать формулу (7.4) и выполнить преобразования:

$$\rho_{ср} = \frac{m_{ОК} + m_{Г}}{V_{ОК} + V_{Г}} = \frac{\frac{m_{ОК}}{m_{Г}} + 1}{\frac{V_{ОК}}{m_{Г}} + \frac{V_{Г}}{m_{Г}}} = \frac{\kappa + 1}{\frac{V_{ОК}}{m_{Г}} \cdot \frac{m_{ОК}}{m_{ОК}} + \frac{1}{\frac{m_{Г}}{V_{Г}}}} =$$

$$= \frac{\kappa+1}{\frac{m_{ОК}}{m_{Г}} \cdot \frac{1}{\frac{m_{ОК}}{V_{ОК}}} + \frac{1}{\rho_{Г}}} = \frac{\kappa+1}{\frac{\kappa}{\rho_{ОК}} + \frac{1}{\rho_{Г}}} = \rho_{ОК}\rho \frac{\kappa+1}{\kappa \cdot \rho_{Г} + \rho_{ОК}}. \qquad (7.6)$$

Состав твердого топлива обычно задается весовыми процентами компонентов. Варьируя состав компонентов, можно изменять в желаемом направлении удельную тягу, плотность и скорость горения топлива.

В табл. 7.2. приведен также состав твердых топлив при соотношении компонентов, близких к оптимальным.

Стабильность

Стабильность топлива в первую очередь зависит от температуры кипения (для жидких топлив). Для твердых топлив важна прочность, трещиностойкость и др.

Значения температуры кипения и замерзания для некоторых компонентов жидкого топлива приведены в табл. 7.5.

Таблица 7.5

Температура кипения и замерзания компонентов топлива

Компоненты топлива	Температура замерзания, °С	Температура кипения, °С
Жидкий кислород	- 218,4	- 183
Жидкий водород	- 259,2	- 258,7
Керосин	- 50…- 70	+ 150…+ 170
Азотная кислота HNO_3 (70%) + окислы азота (30%)	Не выше - 60	+ 44…+ 49
Четырехокись азота N_2O_4	- 11,3	+ 21,5
ДМГ	- 50	+ 55

Наличие производственной базы

Жидкий кислород, керосин, азотная кислота, этиловый спирт и т.п. используются в других отраслях промышленности и потому, как правило, бездефицитны и относительно дешевы.

Наличие специальной производственной базы

Для производства жидкого водорода, жидкого фтора, ДМГ, НДМГ, гидразина необходимы специальные установки или заводы. Поэтому такие компоненты топлива, как правило, имеют относительно высокую стоимость.

Стоимость

Стоимость некоторых компонентов топлива в масштабе цен 1990 года приведена в табл. 7.6. Цены с тех пор (с 1990 года), естественно, изменились, однако соотношение цен, по-видимому, не претерпело существенных изменений.

Таблица 7.6

Стоимость некоторых компонентов топлива и газов (цены 1990 г.)

Компоненты	Стоимость, руб/т
Азотный тетраксид - АТ	120
Несимметричный диметилгидразин - НДМГ	900
Жидкий кислород - O_2	40
Жидкий водород - H_2	8000 - 15000
Керосин РГ-1 (Т-1)	50
Жидкий азот	50
Гелий	55000
Перекись водорода – H_2O_2 85-98% концентрации	760 - 2400

7.4. Особенности использования твердого ракетного топлива

В начале эры развития баллистических ракет использовались в основном жидкие компоненты топлива, так как были определенные проблемы технологического плана в обеспечении прочности и трещиностойкости больших по габаритам топливных зарядов. Кроме того, не достигалась требуемая точность попадания БР на твердом топливе из-за разброса характеристик двигателей по тяге и времени окончания их работы.

Однако после решения этих проблем постепенно сначала США, а затем и СССР перешли на твердотопливные баллистические ракеты. Этот переход осуществлялся, несмотря на то обстоятельство, что удельный импульс у топлива на жидких компонентах несколько выше, чем у твердого топлива. Дело в том, что, во-первых, боеготовность БР на твердом топливе выше, чем боеготовность БР на жидких компонентах топлива. Во-вторых, в твердотопливных ракетах отсутствуют многие элементы пневмогидравлических систем и автоматики двигателей, которые увеличивают массу конструкций БР.

В настоящее время на ракетах-носителях твердое топливо используется в основном на ракетных блоках первых ступеней. Часто конструктивно они выполняются в виде боковых ускорителей.

Кроме того, некоторые снятые с вооружения баллистические ракеты

на твердом топливе используются для запусков космических грузов, например, пятиступенчатый комплекс «Старт», который составлен из ракет «Тополь» и «Пионер»,снятых с вооружения.

7.5. Критерии выбора топлива

Напомним, что критерий эффективности – это правило, в соответствии с которым проводят какой-либо выбор. Для выбора топлива существует несколько критериев. В данном учебном пособии рассматриваются два критерия, которые обсуждаются ниже.

7.5.1. Выбор топлива с учетом конструктивных характеристик ракеты

Для ракет, где основное требование сводится к минимальной массе, объему и габаритам ракеты, важно рациональное сочетание удельного импульса и средней плотности компонентов топлива, так как на практике встречаются случаи, когда топливо с высоким значением удельного импульса обладает малой средней плотностью. Например, если в качестве компонентов топлива используются жидкий водород и жидкий кислород, то масса конструкции баков в этом случае будет увеличена по сравнению с другими компонентами топлива. В частности, по этой причине на первых ступенях ракет-носителей не рекомендуется использовать жидкий водород. Поэтому необходимо при выборе компонентов топлива использовать критерии, учитывающие эти обстоятельства.

Так как масса конструкции РН зависит от плотности компонентов топлива, то вполне естественно желание проектантов выбрать топливо, обеспечивающее минимальную стартовую массу РН при заданной массе полезной нагрузки и заданной характеристической скорости ракеты:

$$m_o \to \min \left| \begin{array}{l} m_{ПН} = \text{const}; \\ V_x = \text{const}. \end{array} \right.$$

Данный критерий выбора топлива будет равносилен следующему:

$$p_i \to \min \Big| V_x = \text{const}\,, \qquad (7.7)$$

где $p_i = \frac{m_{0i}}{m_{ПН}}$ - отношение начальной массы ракеты к массе полезной нагрузки.

То есть минимальное значение отношения начальной массы ракеты к массе полезной нагрузки p_i будет соответствовать наиболее выгодному в весовом отношении топливу при фиксированных значениях характеристической скорости ракеты (V_x=const).

Построить целевую функцию этого критерия для ракет с различными конструкциями ракетных блоков и схемами соединения их между собой – довольно сложная задача. Но можно пойти по другому пути. А именно, вести сравнение не реальных ракет или их прототипов, а так называемых приведенных ракет с упрощенной конструктивной схемой. В приведенной ракете имеется всего одна ступень и один топливный отсек, который представляет собой бак сферической формы, содержащий оба компонента топлива со средней плотностью. Кроме этого, ракета имеет двигатель и полезную нагрузку. Все остальные части ракеты как бы отсутствуют (или негласно считается, что они одинаковы для ракет с различными компонентами топлива).

Следует сразу же заметить, что такое упрощение можно вводить только для сравнения масс конструкций ракет с целью выбора топлива по критерию минимума относительной массы полезного груза ракеты, однако такое упрощение не годится для расчета характеристической скорости и других характеристик ракеты.

Покажем, как построить целевую функцию критерия (7.7) для такой приведенной ракеты с упрощенной конструкцией.

Напомним, что отношение начальной массы ступени к массе ее полезной нагрузки связано с конструктивными характеристиками ракетных блоков и числом Циолковского следующим соотношением:

$$p_i = z_i \frac{s_i - 1}{s_i - z_i}, \qquad (7.8)$$

где z_i – число Циолковского i-й ступени;

s_i – конструктивная характеристика ракетного блока i-й ступени.

По определению конструктивная характеристика s выражается следующим образом:

$$S = \frac{m_Б}{m_K}, \qquad (7.9)$$

где $m_Б$ – масса ракетного блока;

m_K – масса конструкции ракетного блока.

Учитывая, что

$m_Б = m_K + m_T$,

где m_T - масса топлива ракетного блока, и

$m_K = m_{TO} + m_{ДУ}$,

где m_{TO} - масса топливного отсека;

$m_{ДУ}$ - масса двигательной установки,

можно провести следующие преобразования:

$$S = \frac{m_K + m_T}{m_K} = 1 + \frac{m_T}{m_K} = 1 + \frac{m_T}{m_{TO} + m_{ДУ}} = 1 + \frac{1}{\frac{m_{TO}}{m_T} + \frac{m_{ДУ}}{m_T}} =$$

$$= 1 + \frac{1}{\eta + \frac{m_{ДУ}}{m_T}}. \qquad (7.10)$$

В этом выражении введено обозначение

$$\eta = \frac{m_{TO}}{m_T}. \qquad (7.11)$$

Преобразуем отношение $\frac{m_{ДУ}}{m_T}$, стоящее в знаменателе зависимости

(7.10), выразив это отношение через характеристики конструкции двигателя, топливного бака и топлива, а также через числа Циолковского. При этом учтем, что относительный вес двигательной установки по определению

$$\gamma_{ДУ} = \frac{m_{ДУ} \cdot g_0}{R_0},$$

где g_0 - ускорение земного тяготения вблизи поверхности Земли;

R_0 - тяга ракетного двигателя вблизи поверхности Земли.

Последовательность преобразований приведена ниже:

$$\frac{m_{ДУ}}{m_T} = \frac{\gamma_{ДУ} R_0}{m_T g_0} = \frac{\gamma_{ДУ} n_0 m_0 g_0}{m_T g_0} = \frac{\gamma_{ДУ} n_0 m_0}{m_T} = \frac{\gamma_{ДУ} n_0}{\frac{m_T}{m_0}} = \frac{\gamma_{ДУ} n_0}{\frac{m_0 - m_0 + m_T}{m_0}} =$$

$$= \frac{\gamma_{ДУ} n_0}{1 - \frac{(m_0 - m_T)}{m_0}} = \frac{\gamma_{ДУ} n_0}{1 - \frac{1}{\frac{m_0}{m_0 - m_T}}} = \frac{\gamma_{ДУ} n_0}{1 - \frac{1}{z}} = z \frac{\gamma_{ДУ} n_0}{z - 1}. \qquad (7.12)$$

Здесь использованы следующие обозначения: m_0 - начальная масса ракеты; n_0 - начальная перегрузка ракеты; z - число Циолковского.

Подставляя (7.12) в (7.10), получаем

$$S = 1 + \frac{1}{\eta + z \cdot \frac{\gamma_{ДУ} n_0}{z - 1}}. \qquad (7.13)$$

Подставляя это выражение в (7.8) и учитывая, что приведенная ракета одноступенчатая, получаем

$$p = z \frac{s - 1}{s - z} = z \frac{\frac{1}{\eta + z \cdot \frac{\gamma_{ДУ} n_0}{z - 1}}}{1 + \frac{1}{\eta + z \cdot \frac{\gamma_{ДУ} n_0}{z - 1}} - z} = z \frac{1}{\eta + z \cdot \frac{\gamma_{ДУ} n_0}{z - 1} + 1 - z\eta - z^2 \cdot \frac{\gamma_{ДУ} n_0}{z - 1}} =$$

$$= \frac{z}{\eta + z \cdot \frac{\gamma_{ДУ} n_0}{z - 1}(1 - z) + 1 - z\eta} = \frac{z}{\eta(1 - z) - z \cdot \gamma_{ДУ} n_0 + 1}. \qquad (7.14)$$

Число Циолковского приведенной ракеты выразим (из формул Циолковского) через характеристическую скорость V_X и удельный импульс топлива w:

$$z = e^{\frac{V_X}{w}}. \qquad (7.15)$$

Подставляя (7.15) в (7.14), получаем

$$p = e^{\frac{V_X}{w}} \frac{1}{\eta\left(1 - e^{\frac{V_X}{w}}\right) - e^{\frac{V_X}{w}} \cdot \gamma_{ДУ} n_0 + 1}. \qquad (7.16)$$

Перейдем к преобразованию параметра η в этой формуле, выразив числитель и знаменатель этого выражения (см. выражение 7.11) через характеристики конструкции топливного бака и топлива.

Расчетная схема для сферического бака представлена на рис. 7.1.

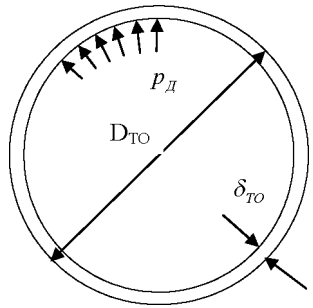


Рис. 7.1. Расчетная схема для сферического бака

На этом рисунке введены следующие обозначения: $D_{ТО}$ - диаметр топливного

бака сферической формы; $\delta_{ТО}$ - толщина стенки бака; $p_Д$ - среднее давление в баке.

Преобразуем сначала числитель выражения (7.11):

$$m_{ТО} = \rho_М F_{ТО} \delta_{ТО} = \rho_М 4 \cdot \pi \left(\frac{D_{ТО}}{2} \right)^2 \cdot \delta_{ТО} = \rho_М \cdot \pi \cdot D_{ТО}^2 \cdot \delta_{ТО} .$$

где $\rho_М$ - плотность конструкционного материала бака;

$F_{ТО}$ - площадь поверхности топливного отсека.

Толщину стенки бака можно определить, если известны давление в баке $p_Д$, допустимое напряжение конструкционного материала бака $\sigma_{ДОП}$ и коэффициент безопасности *f*:

$$\delta = \frac{f \cdot p_Д \cdot D}{4 \cdot \sigma_{ДОП}} . \qquad (7.17)$$

Тогда масса топливного отсека будет составлять

$$m_{ТО} = \frac{\rho_М \cdot \pi \cdot D_{ТО}^2 \cdot f \cdot p_Д \cdot D_{ТО}}{4 \cdot \sigma_{ДОП}} = \frac{\pi \cdot D_{ТО}^3 \cdot f \cdot p_Д \cdot \rho_М}{4 \cdot \sigma_{ДОП}} . \qquad (7.18)$$

Преобразуем теперь знаменатель выражения (7.11):

$$m_Т = \rho_Т \cdot V_Т = \frac{4}{3} \pi \left(\frac{D_{ТО}}{2} \right)^3 \cdot \rho_Т = \frac{\pi}{6} \cdot D_{ТО}^3 \cdot \rho_Т . \qquad (7.19)$$

Подставляя (7.18) и (7.19) в выражение (7.11), получаем

$$\eta = \frac{m_{ТО}}{m_Т} = \frac{\dfrac{\pi \cdot D_{ТО}^3 \cdot f \cdot p_Д \cdot \rho_М}{4 \cdot \sigma_{ДОП}}}{\dfrac{\pi}{6} \cdot D_{ТО}^3 \cdot \rho_Т} = \frac{3 \cdot f \cdot p_Д \cdot \rho_М}{2 \cdot \sigma_{ДОП} \cdot \rho_Т} . \qquad (7.20)$$

Подставляя (7.20) в (7.16), получаем

$$p = e^{\frac{V_X}{w}} \frac{1}{\dfrac{3 \cdot f \cdot p_Д \cdot \rho_М}{2 \cdot \sigma_{ДОП} \cdot \rho_Т} \left(1 - e^{\frac{V_X}{w}} \right) - e^{\frac{V_X}{w}} \cdot \gamma_{ДУ} n_0 + 1} . \qquad (7.21)$$

Будем сравнивать варианты (создаваемого изделия и аналога) для одинаковых значений:

- характеристических скоростей ракет (V_X=const);
- конструкционных материалов топливных баков ($\rho_М$ =const);
- допустимых напряжений ($\sigma_{ДОП}$ =const);
- давлений в баках ($p_Д$= const);
- начальных перегрузок (n_o=const);
- относительных масс двигательных установок ($\gamma_{ДУ}$ =const).

В выражении (7.21) различными останутся только средние плотности компонентов топлив $\rho_Т$ и удельные импульсы топлив w приведенной ракеты.

Таким образом, методика выбора топлива по критерию (7.8) сводится к проведению расчетов показателя p по формуле (7.21) для различных пар компонентов топлива и выбору пары компонентов топлива, у которой этот показатель минимальный, то есть $p \to \min$.

Пример расчета по данной методике приведен в табл. 7.7.

Таблица 7.7

Пример расчета относительной массы полезной нагрузки

Компоненты топлива	Средняя плотность топлива, кг/м^3	Удельный импульс, м/с	Отношение массы ступени к массе ее полезной нагрузки
Керосин + жидкий кислород	1000	3000	3.03
Жидкий водород + жидкий кислород	200	4500	2.20
НДМГ+ четырехокись азота	1280	2600	3.59

Для расчета были приняты следующие исходные данные, одинаковые для всех расчетных вариантов:

характеристическая скорость 3000 м/с;

плотность конструкционного материала бака 2700 кг/м^3;

допустимое напряжение в стенке бака 200 МПа;

среднее давление в баке 0,30 МПа;

начальная перегрузка 1,5;

относительный вес ДУ 0,002.

Для приведенных исходных данных лучший показатель относительной массы полезной нагрузки получился у пары компонентов топлива: "жидкий водород - жидкий кислород".

Еще раз отметим, что приведенными зависимостями можно пользоваться только для выбора топлива по критерию минимума относительной массы полезного груза ракеты, а не для расчета и сравнения других проектных характеристик ракеты.

7.5.2. Выбор топлива по комплексному критерию эффективности

Для современных ракет-носителей, при проектировании которых используется системный подход, используется следующий комплексный критерий эффективности:

$$W = \sum_{i=1}^{n} \left(k_i \cdot W_i \right) \to \max , \qquad (7.22)$$

где W_i - частные показатели эффективности;

k_i - удельный вес *i*-го частного показателя эффективности;

n – количество частных показателей эффективности.

Удельный вес частных показателей эффективности назначается экспертным методом. При этом должно соблюдаться одно из следующих соотношений:

$$\sum_{i=1}^{n} k_i = 1 ,$$

если удельный вес частных критериев выражается в долях единицы;

или $\sum_{i=1}^{n} k_i = 100(\%)$,

если удельный вес частных критериев выражается в процентах.

В качестве частных показателей эффективности обычно выбираются следующие:

W_1 - показатель, характеризующий энергетические возможности топлива (например $W_1 = 1$, если удельный импульс максимальный, и $W_1 = 0,1$, если топливо имеет минимальное значение удельного импульса);

W_2 - показатель, характеризующий токсичность топлива (например $W_2 = 1$, если топливо нетоксично, и $W_2 = 0,1$, если топливо максимально токсично);

W_3 - показатель, характеризующий среднюю плотность топлива (например $W_3 = 1$, если плотность топлива максимальна, и $W_3 = 0,1$, если плотность топлива минимальна);

W_4 - показатель, характеризующий стабильность топлива (например $W_4 = 1$, если стабильность топлива максимальна, и $W_4 = 0,1$, если стабильность топлива минимальна);

W_5 - показатель, характеризующий наличие производственной базы (например $W_5 = 1$, если топливо имеет широкую производственную базу, и $W_5 = 0,1$, если производственная база минимальна);

W_6 - показатель, характеризующий наличие специальной производственной базы (например $W_6 = 1$, если топливо имеет специальную про-

изводственную базу, и $W_6 = 0,1$, если специальная производственная база минимальна);

W_7 - показатель, характеризующий стоимость топлива (например $W_7 = 1$, если стоимость топлива минимальна, и $W_7 = 0,1$, если стоимость топлива максимальна).

Следует отметить, что максимальное и минимальное значение показателя W_i можно назначать произвольно (например минимальное значение - 10, максимальное значение – 100), главное, чтобы эти максимальные и минимальные значения были одинаковы для всех рассматриваемых частных показателей эффективности.

Назначение частных показателей эффективности топлива также проводится экспертами (с учетом имеющихся видов топлива, используемых в ракетной технике или предполагаемых к использованию).

Далее производится расчет числовых значений каждого из частных показателей эффективности для анализируемых видов топлива. Исходные данные и результаты расчета заносятся в таблицу, форма иллюстрируется табл. 7.8. В этой же таблице в качестве примера показаны результаты расчета комплексного показателя эффективности для трех пар компонентов топлива. Для приведенной экспертной оценки лучший показатель эффективности оказался для компонентов топлива: “керосин - жидкий кислород”.

Таблица 7.8

Пример экспертной оценки частных показателей эффективности и расчета комплексных показателей эффективности топлива

Топливо		W_1	W_2	W_3	W_4	W_5	W_6	W_7	W
		Удельный вес частного критерия, k							
		0,1	0,3	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	
Окислитель	Горючее								
Жидкий кислород	Жидкий водород	1	1	0,1	0,5	0,6	0,1	0,3	0,57
Жидкий кислород	Керосин	0,7	0,9	0,8	0,7	0,8	0,7	0,8	0,83
Азотная кислота	НДМГ	0,5	0,2	1	0,8	0,4	0,2	0,2	0,47

Следует отметить, что любой комплексный критерий эффективности вносит определенную долю субъективизма исполнителей. Но при наличии опыта работы при выборе компонентов топлива и высокой квалификации исполнителей результаты, как правило, стабильны и не противоречат здравому смыслу.

8. ОПТИМАЛЬНОЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЕ МАССЫ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПО СТУПЕНЯМ И РАСЧЕТ СТАРТОВОЙ МАССЫ РАКЕТЫ

Выбор характеристик масс ступеней ракеты-носителя осуществляется в результате решения оптимизационных задач.

Прежде чем приступить к задачам оптимизации масс ракетных блоков, напомним постановку задач математического программирования.

8.1. Задачи математического программирования

Общая запись задачи математического программирования следующая:

$$F(x_i) \underset{x_i \in H}{\rightarrow} \min; \quad i = \overline{1,n}; \qquad (8.1)$$

где $F(x_i)$ - целевая функция параметров x_i;

$x_i \in H$ - запись ограничений (H – множество допустимых значений параметров x_i);

n – количество переменных.

Ограничения $x_i \in H$ могут быть двух типов:

а) $x_{j\min} \le x_j \le x_{j\max}; \quad j = \overline{1,m}; \quad m \le n,$ (8.2)

где m – количество переменных, по которым имеются ограничения;

б) $q_k(x_i) \le 0; \quad k = \overline{1,r},$ (8.3)

где $q_k(x_k)$ – функция ограничений;

r - количество ограничивающих функций.

Словами формулировка (8.1) читается следующим образом: найти минимальное значение целевой функции $F(x_i)$ и соответствующие значения переменных x_i^* $\left(i=\overline{1,n}\right)$ при наличии ограничений типа $x_{j\min} \le x_j \le x_{j\max};\quad j=\overline{1,m};\quad m \le n$ и (или) ограничений типа $q_k(x_i) \le 0;\quad k=\overline{1,r}$.

В учебной и научной литературе встречается другая форма записи задач математического программирования:

$$\left\{x_i^*\right\} = \arg\min \left\{ F = F(x_i);\quad i=\overline{1,n}; \;\middle|\; \begin{array}{c} x_{j\min} \le x_j \le x_{j\max};\quad j=\overline{1,m};\quad m \le n \\ q_k(x_i) \le 0;\quad k=\overline{1,r} \end{array} \right\} \quad (8.4)$$

Словами формулировка (8.4) читается следующим образом: найти такие значения вектора $\left\{x_i^*\right\}$ $\left(i=\overline{1,n}\right)$, которые являются аргументами минимального значения целевой функции $F(x_i)$ при наличии ограничений типа $x_{j\min} \le x_j \le x_{j\max};\quad j=\overline{1,m};\quad m \le n$ и (или) ограничений типа $q_k(x_i) \le 0;\quad k=\overline{1,r}$.

Методы решения задач математического программирования подразделяются на аналитические и численные. К аналитическим методам относится, например, метод неопределенных множителей Лагранжа. Самыми простыми из численных методов являются метод перебора и метод случайного поиска.

8.2. Постановка и решение задачи оптимального распределения массы ракеты-носителя по блокам методом неопределенных множителей Лагранжа

Аналитическое решение задачи возможно только для некоторых частных случаев. Приведем решение этой задачи для двухступенчатой ракеты с последовательным соединением ступеней методом неопределенных множителей Лагранжа.

8.2.1. Постановка задачи

Оптимальным распределением масс топлива и масс конструкции блоков по ступеням будем считать такое распределение, при котором обеспечивается минимальная стартовая масса при заданной массе полезной нагрузки, или минимальное отношение стартовой массы к массе полезной нагрузки (что равносильно), то есть

$$p_0 \to \min,$$

где

$$p_0 = p_1 \cdot p_2 = z_1 \frac{(s_1-1)}{(s_1-z_1)} \cdot z_2 \frac{(s_2-1)}{(s_2-z_2)} = \frac{z_1 \cdot z_2 \cdot (s_1-1)(s_2-1)}{(s_1-z_1)(s_2-z_2)}. \quad (8.5)$$

Поскольку характеристики s_1 и s_2 считаются заданными, то вместо этой функции можно исследовать на экстремум функцию

$$p^* = \frac{z_1 \cdot z_2}{(s_1-z_1)(s_2-z_2)}. \quad (8.6)$$

Попытаемся получить функцию ограничений на основе следующих рассуждений.

Располагаемая характеристическая скорость РН должна быть равна (или больше) потребной характеристической скорости, необходимой для вывода КА на орбиту с заданными параметрами

$$V_X^{pacn} \ge V_X^{notp},$$

или

$$V_X^{notp} - V_X^{pacn} \le 0. \quad (8.7)$$

На основании формулы Циолковского можем записать:

$$V_X^{расп} = w_1 \cdot \ln z_1 + w_2 \cdot \ln z_2 + \dots , \qquad (8.8)$$

где w_i - удельные импульсы соответствующих ступеней.

Следовательно, функция ограничений будет выглядеть следующим образом:

$$V_X^{потр} - w_1 \cdot \ln z_1 - w_2 \cdot \ln z_2 - \dots \le 0 . \qquad (8.9)$$

Применительно к аналитическим методам решения такого рода задач функция ограничений должна быть равенством

$$V_X^{потр} - w_1 \cdot \ln z_1 - w_2 \cdot \ln z_2 - \dots = 0 . \qquad (8.10)$$

8.2.2. Решение задачи

Составляем функцию Лагранжа:

$$L = \frac{z_1 \cdot z_2}{(s_1 - z_1)(s_2 - z_2)} - \lambda \left(V_X - w_1 \cdot \ln z_1 - w_2 \cdot \ln z_2\right), \qquad (8.11)$$

где λ - неопределенный множитель Лагранжа.

Эту функцию дифференцируем по параметру z_1 и приравниваем полученную функцию нулю:

$$\frac{\partial L}{\partial z_1} = \frac{z_2 \cdot (s_1 - z_1)(s_2 - z_2) - (-1)(s_2 - z_2) \cdot z_1 \cdot z_2}{\left[(s_1 - z_1)(s_2 - z_2)\right]^2} + \frac{\lambda \cdot w_1}{z_1} = 0 . \qquad (8.12)$$

Упростим полученное выражение с помощью алгебраических преобразований:

$$z_1 \cdot z_2 \cdot (s_1 - z_1) + z_1^2 \cdot z_2 + \lambda \cdot w_1 (s_1 - z_1)^2 (s_2 - z_2) = 0 ;$$

$$z_1 \cdot z_2 \cdot s_1 - z_1^2 \cdot z_2 + z_1^2 \cdot z_2 + \lambda \cdot w_1 (s_1 - z_1)^2 (s_2 - z_2) = 0 ;$$

$$z_1 \cdot z_2 \cdot s_1 + \lambda \cdot w_1 (s_1 - z_1)^2 (s_2 - z_2) = 0 . \qquad (8.13)$$

Дифференцируя функцию Лагранжа по параметру z_2, аналогично можно получить второе уравнение

$$z_2 \cdot z_1 \cdot s_2 + \lambda \cdot w_2 (s_2 - z_2)^2 (s_1 - z_1) = 0 . \qquad (8.14)$$

Выражения (8.13) и (8.14) совместно с функцией ограничений (8.10) представляют собой систему трех уравнений с тремя неизвестными z_1, z_2 и безразмерным параметром λ.

Решим эту систему следующим образом.

Из уравнений (8.13) и (8.14) выразим параметр λ:

$$\lambda = -\frac{s_1 \cdot z_1 \cdot z_2}{w_1 (s_1 - z_1)^2 (s_2 - z_2)} ;$$

$$\lambda = -\frac{s_2 \cdot z_1 \cdot z_2}{w_2 (s_1 - z_1)\ (s_2 - z_2)^2} .$$

Приравняем правые части полученных уравнений:

$$\frac{s_1 \cdot z_1 \cdot z_2}{w_1 (s_1 - z_1)^2 (s_2 - z_2)} = \frac{s_2 \cdot z_1 \cdot z_2}{w_2 (s_1 - z_1)(s_2 - z_2)^2} .$$

После сокращения получаем следующее выражение:

$$\frac{s_1}{w_1 (s_1 - z_1)} = \frac{s_2}{w_2 (s_2 - z_2)} ,$$

откуда находим параметр z_1, проведя следующие алгебраические преобразования:

$$(s_1 - z_1) = \frac{s_1 \cdot w_2 (s_2 - z_2)}{s_2 \cdot w_1} ;$$

$$z_1 = s_1 - \frac{s_1 \cdot w_2 (s_2 - z_2)}{s_2 \cdot w_1} = s_1 \left(1 - \frac{w_2 (s_2 - z_2)}{s_2 \cdot w_1}\right) =$$

$$= s_1 \left(1 - \frac{w_2}{w_1}\left(1 - \frac{z_2}{s_2}\right)\right). \qquad (8.15)$$

Подставляя полученное выражение для z_1 в функцию ограничений (8.10), получаем

$$V_X^{потр} - w_1 \cdot \ln\left[s_1 \left(1 - \frac{w_2}{w_1}\left(1 - \frac{z_2}{s_2} \right) \right) \right] - w_2 \cdot \ln z_2 = 0 . \qquad (8.16)$$

Данное уравнение является нелинейным уравнением с одним неизвестным z_2. Корень этого уравнения можно найти численным методом, например с помощью системы Mathcad.

Для некоторых частных случаев решить эту задачу можно точно и получить формулу для расчета оптимальных чисел Циолковского в явном виде. Рассмотрим один из таких частных случаев, когда удельные импульсы ракетных двигателей одинаковы, то есть когда

$$w_1 = w_2 = w . \qquad (8.17)$$

В этом случае выражение (8.15) будет выглядеть следующим образом:

$$z_1 = \frac{s_1}{s_2} \cdot z_2 . \qquad (8.18)$$

Аналогично можно получить

$$z_2 = \frac{s_2}{s_1} \cdot z_1 . \qquad (8.19)$$

По этим зависимостям можно определить оптимальное распределение чисел Циолковского первой и второй ступеней ракеты-носителя с учетом конструктивных характеристик ракетных блоков (при условии, что значения удельных импульсов топлива и двигателей первой и второй ступеней ракеты-носителя одинаковы).

Анализируя выражения (8.18) и (8.19), приходим к выводу, что для выполнения условия оптимальности при одинаковых значениях конструктивных характеристик ракетных блоков первой и второй ступеней ракеты, то есть при условии $s_1 = s_2 = s$ (а также при условии, что значения удельных импульсов топлива и двигателей первой и второй ступеней ракеты-носителя одинаковы), числа Циолковского первой и второй ступеней ракеты должны быть равны.

8.3. Постановка и решение задач оптимального распределения массы ракеты-носителя по блокам численными методами

Рассмотренный выше метод неопределенных множителей Лагранжа позволяет получить в аналитическом виде решения задач оптимального распределения масс по блокам ракеты только для схемы с последовательным соединением ракетных блоков и при равных удельных импульсах топлива на всех ступенях ракеты.

Численные методы оптимизации позволяют находить оптимальное распределение масс по блокам ракеты при различных схемах соединения и различных удельных импульсах ракетного топлива.

Рассмотрим последовательно постановку задач математического программирования для численного их решения применительно к следующим схемам соединения ступеней ракеты:

- с последовательным соединением (так называемая схема “тандем”);
- с параллельным соединением без перелива топлива из одних ракетных блоков в другие (схема «пакет без перелива»);
- с параллельным соединением и переливом топлива из одних ракетных блоков в другие (схема “пакет с переливом”);
- с параллельным соединением первой и второй ступени и последовательным соединением второй и третьей ступени (так называемый “трехступенчатый пакет”) без перелива топлива.

8.3.1. Схема с последовательным соединением ракетных блоков

Постановка задачи

Расчетная схема представлена на рис. 8.1. Техническая постановка задачи будет следующей.

Необходимо отыскать такое распределение масс по ступеням ракеты-носителя, при которых стартовая масса ракеты является минимальной при заданной массе полезной нагрузки. Такая постановка задачи будет равносильна следующей постановке: необходимо отыскать такое распределение масс по ступеням ракеты-носителя, при которых обеспечивается минимальное значение относительной массы полезной нагрузки (при заданной массе полезной нагрузки).

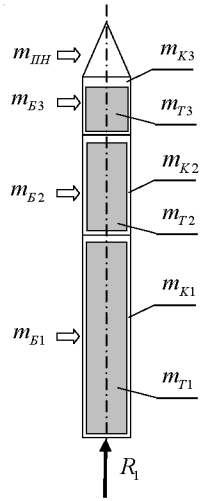


Рис. 8.1. Схема “тандем”

Математическая формулировка задачи математического программирования в этом случае записывается следующим образом:

$$p_0 \to \min_{x \in H}, \qquad (8.20)$$

где p_0 - относительная масса полезной нагрузки;

H – множество допустимых значений варьируемых переменных x.

Напомним, что множество допустимых значений x обычно задается в натуральном виде:

$$\text{а)}\ x_{j\min} \le x_j \le x_{j\max}; \quad j = \overline{1,m} \qquad (8.21)$$

и (или) в виде функций ограничений:

$$\text{б)}\ q_k\left(x_i\right) \le 0 \quad k = \overline{1,p}\,. \qquad (8.22)$$

Для того чтобы получить целевую функцию и функции ограничений в полной формулировке, проведем некоторые математические выкладки.

В качестве исходной зависимости используем отношение стартовой массы ракеты к массе полезной нагрузки:

$$p_0 = \frac{m_0}{m_{ПН}}\,. \qquad (8.23)$$

Стартовую массу ракеты-носителя можно представить в виде следующей суммы:

$$m_0 = m_{ПН} + \sum_{i=1}^{N} m_{Бi}\,, \qquad (8.24)$$

где $m_{ПН}$ - масса полезной нагрузки;

$m_{Бi}$ - масса i-го блока РН;

N – количество ракетных блоков или ступеней РН.

Подставляя выражение (8.24) в (8.23), получим

$$p_o = \frac{m_0}{m_{ПН}} = 1 + \sum_{i=1}^{N} \frac{m_{Бi}}{m_{ПН}}\,. \qquad (8.25)$$

Массу блока попытаемся выразить из следующего известного соотношения для конструктивной характеристики ракетных блоков:

$$s = \frac{m_Б}{m_Б - m_T}\,, \qquad (8.26)$$

где m_T - масса топлива ракетного блока.

Решая это уравнение относительно $m_Б$, получаем

$$m_Б = \frac{s}{(s-1)} \cdot m_T\,. \qquad (8.27)$$

Подставляя (8.27) в (8.25), получаем

$$p_0 = \frac{m_0}{m_{ПН}} = 1 + \sum_{i=1}^{N} \frac{s}{(s-1)} \cdot \frac{m_{Ti}}{m_{ПН}}\,. \qquad (8.28)$$

Введем следующее обозначение:

$$x_i = \frac{m_{Ti}}{m_{ПН}} \qquad (8.29)$$

и приведем выражение (8.28) к виду

$$p_0 = \frac{m_0}{m_{ПН}} = 1 + \sum_{i=1}^{N} \frac{s}{(s-1)} \cdot x_i\,. \qquad (8.30)$$

Таким образом, мы получили целевую функцию (см. выражение 8.20).

Поскольку в этой функции имеется постоянный член, то вместо нее на экстремум можно исследовать функцию

$$F\left(x_i\right)=\sum_{i=1}^{N}\frac{s}{\left(s-1\right)}\cdot x_i \quad . \tag{8.31}$$

Математическая формулировка задачи будет следующей:

$$\begin{aligned} &F\left(x_j\right)\to \min; \quad i=\overline{1,n};\\ &x_j\in H \end{aligned} \tag{8.32}$$

или в развернутом виде

$$\sum_{i=1}^{N}\frac{s_i}{\left(s_i-1\right)}\cdot x_i \to \min\limits_{x_j\in H} \quad . \tag{8.33}$$

Получим полные выражения ограничений $x_i \in H$ на основе следующих рассуждений.

Функция ограничений в общем виде выражается формулой (8.9):

$$V_X^{потр}-w_1\cdot \ln z_1-w_2\cdot \ln z_2-\ldots\le 0\,. \tag{8.34}$$

Однако числа Циолковского в этой функции необходимо выразить через параметры x_i. Проделаем это.

Поскольку число Циолковского есть отношение начальной массы ступени к массе ступени после выработки топлива, то можно записать:

$$z_1=\frac{m_{01}}{m_{01}-m_{T1}}=\frac{\dfrac{m_{01}}{m_{ПН}}}{\dfrac{m_{01}}{m_{ПН}}-\dfrac{m_{T1}}{m_{ПН}}} \tag{8.35}$$

С учетом (5.30) и (5.29) получаем

$$z_1=\frac{1+\sum\limits_{i=1}^{N}\dfrac{s_i}{\left(s_i-1\right)}\cdot x_i}{1+\sum\limits_{i=1}^{N}\dfrac{s_i}{\left(s_i-1\right)}\cdot x_i-x_1}\,. \tag{8.36}$$

Также можно выразить через параметры x_i число Циолковского для второй ступени:

$$z_2=\frac{1+\sum\limits_{i=2}^{N}\dfrac{s_i}{\left(s_i-1\right)}\cdot x_i}{1+\sum\limits_{i=2}^{N}\dfrac{s_i}{\left(s_i-1\right)}\cdot x_i-x_2}\,. \tag{8.37}$$

Аналогично можно выразить через параметры x_i числа Циолковского для третьей и последующих ступеней ракеты, если они имеются.

Подставляя выражения (8.36) и (8.37) в (8.34), получаем функцию ограничений в следующем виде:

$$V_X^{потр}-w_1\cdot \ln\left(\frac{1+\sum\limits_{i=1}^{N}\dfrac{s_i}{\left(s_i-1\right)}\cdot x_i}{1+\sum\limits_{i=1}^{N}\dfrac{s_i}{\left(s_i-1\right)}\cdot x_i-x_1}\right)-$$

$$-w_2\cdot \ln\left(\frac{1+\sum\limits_{i=2}^{N}\dfrac{s_i}{\left(s_i-1\right)}\cdot x_i}{1+\sum\limits_{i=2}^{N}\dfrac{s_i}{\left(s_i-1\right)}\cdot x_i-x_2}\right)-\ldots\le 0\,. \tag{8.38}$$

Кроме того, следует составить функции ограничений, исходя из реализуемых в настоящее время значений чисел Циолковского (по статистике) или из физических соображений. Это могут быть, например, следующие ограничения:

$$z_1 > 1.5;\ \ z_1 < 10;\ \ z_2 > 1;\ \ z_2 < 10;\ Z = z_1 \cdot z_2 \cdot z_3 < 30. \qquad (8.39)$$

Подставляя (8.36) и (8.37) в каждое из выражений (8.39), можно получить несколько функций ограничений (которые здесь приводятся в общем виде):

$$q_2(x_i) \le 0; \qquad q_3(x_i) \le 0; \qquad q_4(x_i) \le 0; \qquad q_5(x_i) \le 0.$$

$$q_6(x_i) \le 0; \qquad (8.40)$$

Решение задачи

Задача математического программирования (8.33), с учетом ограничений (8.38) и (8.40), решается каким-либо численным методом. В результате определяются оптимальные значения параметров $x_i^* \left(i = \overline{1, N}\right)$.

Затем рассчитываются следующие массы составных частей ракеты-носителя (в последовательности и по формулам, приведенным ниже):

- масса топлива *i*-го ракетного блока (из формулы 8.29)

$$m_{Ti} = m_{ПН} \cdot x_i; \qquad (8.41)$$

- масса *i*-го ракетного блока (см. формулу 8.27)

$$m_{Бi} = \frac{s_i}{(s_i - 1)} \cdot m_{Ti} \qquad (8.42)$$

- масса конструкции *i*-го ракетного блока (очевидное соотношение)

$$m_{Ki} = m_{Бi} - m_{Ti}; \qquad (8.43)$$

- стартовая масса ракеты-носителя (см. формулу 8.24)

$$m_0 = m_{ПН} + \sum_{i=1}^{N} m_{Бi}. \qquad (8.44)$$

Полученные массы будут оптимальными.

8.3.2. Схема с параллельным соединением ракетных блоков типа "пакет без перелива"

Расчетная схема представлена на рис. 8.2.

Для этой схемы целевая функция (8.31) не изменится, однако другой будет функция ограничений:

$$V_X^{потр} - w_p \cdot \ln z_1 - w_2 \cdot \ln z_2 \le 0, \qquad (8.45)$$

где w_p - удельный импульс, представляющий собой осредненный импульс от двигателей первой и второй ступеней;

w_2 - удельный импульс второй ступени.

Поскольку при пакетной схеме на первой ступени работают двигатели и первого, и второго блоков одновременно, то удельный импульс ступеней можно выразить следующим образом:

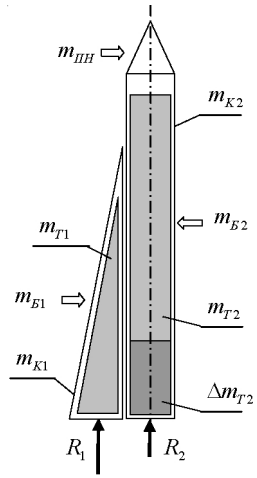


Рис. 8.2. Пакет без перелива

$$w_p = \frac{R_1 + R_2}{\dot{m}_1 + \dot{m}_2}, \qquad (8.46)$$

где R_1 и R_2 - силы тяги первой и второй ступени;

$\dot{m}_1$ и $\dot{m}_2$ - расходы топлива в единицу времени на первой и второй ступенях ракеты.

Поделим и числитель, и знаменатель этой дроби на массу расхода топлива первого ракетного блока в единицу времени:

$$w_p = \frac{\frac{R_1}{\dot{m}_1} + \frac{R_2}{\dot{m}_1}}{\frac{\dot{m}_1}{\dot{m}_1} + \frac{\dot{m}_2}{\dot{m}_1}}. \qquad (8.47)$$

Введем для пакетной схемы дополнительный проектный параметр $\alpha = \frac{R_2}{R_1}$, который представляет собой отношение силы тяги ракетного двигателя второй ступени к силе тяги ракетного двигателя первой ступени. Подставляя этот параметр в (8.47), а также учитывая, что $w = \frac{R}{\dot{m}}$ (или $\dot{m} = \frac{R}{w}$), получаем

$$w_p = \frac{\frac{R_1}{\dot{m}_1} + \frac{\alpha R_1}{\dot{m}_1}}{1 + \frac{\frac{R_2}{w_2}}{\frac{R_1}{w_1}}} = \frac{\frac{R_1}{\dot{m}_1}(1+\alpha)}{1 + \frac{R_2 w_1}{R_1 w_2}} = \frac{w_1(1+\alpha)}{1 + \frac{\alpha R_1 w_1}{R_1 w_2}} = \frac{w_1 \cdot w_2 \cdot (1+\alpha)}{w_2 + \alpha \cdot w_1}. \qquad (8.48)$$

Для проверки данной зависимости, в частности, можно положить, что удельные импульсы первой и второй ступеней одинаковы ($w_1 = w_2$) и получить тождество $w = w_1 = w_2$.

Число Циолковского первой ступени будет находиться с учетом израсходованной массы топлива из второго ракетного блока:

$$z_1 = \frac{m_{01}}{m_{01} - m_{T1} - \Delta m_{T2}} = \frac{\frac{m_{01}}{m_{ПН}}}{\frac{m_{01}}{m_{ПН}} - \frac{m_{T1}}{m_{ПН}} - \frac{\Delta m_{T2}}{m_{ПН}}}, \qquad (8.49)$$

где Δm_{T2} - масса топлива, израсходованная из баков второй ступени за время работы первой ступени.

С учетом (8.30) и (8.29) получаем

$$z_1 = \frac{1 + \sum_{i=1}^{2} \frac{s_i}{(s_i - 1)} \cdot x_i}{1 + \sum_{i=1}^{2} \frac{s_i}{(s_i - 1)} \cdot x_i - x_1 - \frac{\Delta m_{T2}}{m_{ПН}}}. \qquad (8.50)$$

Выразим массу топлива Δm_{T2} через параметр x_2. Для этого проведем выкладки, приведенные ниже:

$$\Delta m_2 = \dot{m}_2 \cdot t_1, \qquad (8.51)$$

где t_1 – время работы двигателей первой ступени.

Это время, в свою очередь, можно определить следующим образом:

$$t_1 = \frac{m_{T1}}{\dot{m}_1}. \qquad (8.52)$$

Тогда формула (8.51) запишется следующим образом:

$$\Delta m_{T2} = \dot{m}_2 \cdot t_1 = \dot{m}_2 \cdot \frac{m_{T1}}{\dot{m}_1} = \frac{R_2}{w_2} \cdot \frac{m_{T1}}{\frac{R_1}{w_1}} = \frac{\alpha \cdot R_1}{w_2} \cdot \frac{m_{T1}}{\frac{R_1}{w_1}} = \frac{\alpha \cdot w_1}{w_2} \cdot m_{T1}. \qquad (8.53)$$

Подставляя (8.53) в (8.50) с учетом (8.29), получаем

$$z_1 = \frac{1 + \sum_{i=1}^{2} \frac{s_i}{(s_i - 1)} \cdot x_i}{1 + \sum_{i=1}^{2} \frac{s_i}{(s_i - 1)} \cdot x_i - x_1 - \frac{\alpha \cdot w_1}{w_2} x_1}. \qquad (8.54)$$

Число Циолковского второй ступени будет находиться также с учетом израсходованной массы топлива из второго ракетного блока, то есть

$$z_2 = \frac{m_{02} - \Delta m_{T2}}{m_{02} - m_{T2}} = \frac{\frac{m_{02}}{m_{ПН}} - \frac{\Delta m_{T2}}{m_{ПН}}}{\frac{m_{02}}{m_{ПН}} - \frac{m_{T2}}{m_{ПН}}} = \frac{1 + \frac{s_2}{(s_2 - 1)} \cdot x_2 - \frac{\alpha w_1}{w_2} x_1}{1 + \frac{s_2}{(s_2 - 1)} \cdot x_2 - x_2}. \quad (8.55)$$

Формулы (8.54) и (8.55) подставляем в (8.45) и получаем функцию ограничений в виде

$$V_X^{потр} - \left(\frac{w_1 \cdot w_2 \cdot (1 + \alpha)}{w_2 + \alpha \cdot w_1} \right) \cdot \ln \left(\frac{1 + \sum_{i=1}^{N} \frac{s_i}{(s_i - 1)} \cdot x_i}{1 + \sum_{i=1}^{N} \frac{s_i}{(s_i - 1)} \cdot x_i - x_1 - \frac{\alpha \cdot w_1}{w_2} x_1} \right) -$$

$$- w_2 \cdot \ln \left(\frac{1 + \frac{s_2}{(s_2 - 1)} \cdot x_2 - \frac{\alpha \cdot w_1}{w_2} x_1}{1 + \frac{s_2}{(s_2 - 1)} \cdot x_2 - x_2} \right) \le 0. \quad (8.56)$$

Следует отметить, что для пакетной схемы необходимо составить еще одну функцию ограничений. Эта функция выражает сущность того обстоятельства, что начальное значение перегрузки боковых ракетных блоков (если их рассматривать как самостоятельные ракеты) должно быть больше значения перегрузки центрального блока (если ее также рассматривать как самостоятельную ракету без боковых блоков), так как боковые блоки предназначены дополнительно ускорять центральный блок ракеты-носителя. Выражаясь образным языком, можно сказать, что в противном случае не имеет смысла центральному блоку “тащить” боковые блоки за собой.

Это ограничение можно выразить следующим образом:

$$q_2 = n^*_{x02} - n^*_{x01} < 0, \quad (8.57)$$

где n^*_{x02} - начальная перегрузка второй ступени, если бы не было первой ступени;

n^*_{x01} - начальная перегрузка блока первой ступени (как самостоятельной ракеты) без учета влияния второй ступени.

Выразим значения перегрузок в этой формуле через параметры x_i:

$$n^*_{x01} = \frac{R_1}{q_0 \cdot m_{Б1}} = \frac{\frac{R_1}{m_{ПН}}}{q_0 \cdot \frac{m_{Б1}}{m_{ПН}}} = \frac{\frac{R_1}{m_{ПН}}}{q_0 \cdot \frac{s_1}{s_1 - 1} \cdot x_1}; \quad (8.58)$$

$$n^*_{x02} = \frac{R_2}{(m_{ПН} + m_{Б2}) \cdot q_0} = \frac{\frac{R_2}{m_{ПН}}}{\left(\frac{m_{ПН}}{m_{ПН}} + \frac{m_{Б2}}{m_{ПН}} \right) \cdot q_0} =$$

$$\cdot = \frac{\frac{\alpha \cdot R_1}{m_{ПН}}}{\left(1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 \right) \cdot q_0}. \quad (8.59)$$

Подставляем эти выражения в (8.57):

$$q_2 = \frac{\frac{\alpha \cdot R_1}{m_{ПН}}}{\left(1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 \right) \cdot q_0} - \frac{\frac{R_1}{m_{ПН}}}{q_0 \cdot \frac{s_1}{s_1 - 1} \cdot x_1} < 0.$$

После сокращения получаем

$$q_2 = \alpha \cdot \frac{s_1}{s_1 - 1} \cdot x_1 - \left(1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 \right) < 0 \,. \qquad (8.60)$$

Далее решается задача математического программирования (8.33) с учетом (8.56) и (8.60), то есть определяются оптимальные значения $x_i^* \quad \left(i = \overline{1, N} \right)$.

Затем находятся массы топлива и блоков по тем же зависимостям и в той же последовательности, что и при последовательном соединении ступеней, см. зависимости (8.41)…(8.44).

8.3.3. Схема с параллельным соединением ракетных блоков типа "пакет с переливом"

Расчетная схема представлена на рис. 8.3.

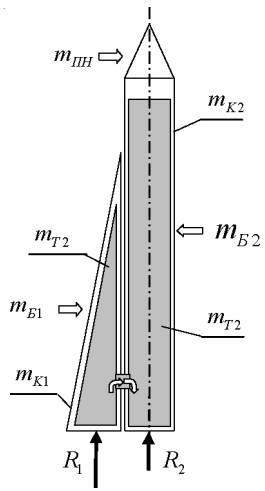


Рис. 8.3. Пакет с переливом

Для этой схемы целевая функция также имеет вид (8.31), однако несколько другой будет функция ограничений, выраженная через параметры x_i, хотя общая ее запись не изменится и будет как и для пакета без перелива, см. выражение (8.45):

$$V_X^{потр} - w_p \cdot \ln z_1 - w_2 \cdot \ln z_2 \le 0 \,.$$

В момент разделения ступеней РН баки первой ступени пусты, а баки второй ступени – полны (благодаря переливу топлива из баков первой ступени). Поэтому числа Циолковского для первой и второй ступеней РН можно рассчитывать, как для схемы с последовательным соединением ступеней:

$$z_1 = \frac{m_{01}}{m_{01} - m_{T1}} = \frac{\dfrac{m_{01}}{m_{ПН}}}{\dfrac{m_{01}}{m_{ПН}} - \dfrac{m_{T1}}{m_{ПН}}} = \frac{1 + \sum_{i=1}^{2} \dfrac{s_i}{(s_i - 1)} \cdot x_i}{1 + \sum_{i=1}^{2} \dfrac{s_i}{(s_i - 1)} \cdot x_i - x_1} \,; \qquad (8.61)$$

$$z_2 = \frac{m_{02}}{m_{02} - m_{T2}} = \frac{\dfrac{m_{02}}{m_{ПН}}}{\dfrac{m_{02}}{m_{ПН}} - \dfrac{m_{T2}}{m_{ПН}}} = \frac{1 + \dfrac{s_2}{(s_2 - 1)} \cdot x_2}{1 + \dfrac{s_2}{(s_2 - 1)} \cdot x_2 - x_2} \,. \qquad (8.62)$$

Подставляем (8.61) и (8.62) в функцию ограничений (8.45), получаем с учетом (8.48)

$$V_X^{потр} - \frac{w_1 \cdot w_2 \cdot (1 + \alpha)}{w_2 + \alpha \cdot w_1} \cdot \ln \left(\frac{1 + \sum_{i=1}^{2} \dfrac{s_i}{(s_i - 1)} \cdot x_i}{1 + \sum_{i=1}^{2} \dfrac{s_i}{(s_i - 1)} \cdot x_i - x_1} \right) -$$

$$- w_2 \cdot \ln \left(\frac{1 + \dfrac{s_2}{(s_2 - 1)} \cdot x_2}{1 + \dfrac{s_2}{(s_2 - 1)} \cdot x_2 - x_2} \right) \le 0 \,. \qquad (8.63)$$

Затем решается задача математического программирования (8.33) с учетом (8.67), то есть определяются оптимальные значения $x_i^* \quad \left(i = \overline{1, N} \right)$.

Далее находятся массы топлива и блоков по тем же зависимостям и в той же последовательности, что и при последовательном соединении ступеней, см. зависимости (8.41) –(8.44).

8.3.4. Схема “трехступенчатый пакет”

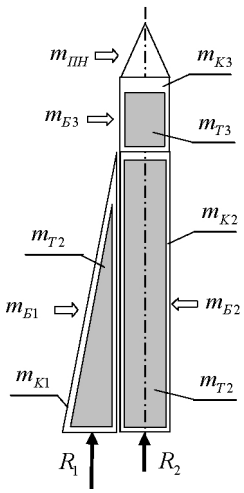


Рис. 8.4. Трехступенчатый пакет

Расчетная схема представлена на рис. 8.4.

Напомним, что эта схема представляет собой параллельное (пакетное) соединение ракетных блоков первой и второй ступеней и последовательное соединение ракетных блоков второй и третьей ступени ракеты-носителя. Причем пакетное соединение может быть с переливом топлива или без перелива.

Для этой схемы целевая функция (8.31) не изменится, а функции ограничений, в зависимости от рассматриваемых схем (с переливом или без перелива), можно получить из следующей функции:

$$V_X^{потр} - w_p \cdot \ln z_1 - w_2 \cdot \ln z_2 - w_3 \cdot \ln z_3 \le 0\,, \qquad (8.64)$$

где учитывается приращение скорости от третьей ступени (z_3 - число Циолковского, w_3 - удельный импульс топлива и двигателей третьей ступени).

Число Циолковского третьей ступени определяется так же, как и для схемы с последовательным соединением ракетных блоков (аналогично зависимостям 8.36 и 8.37):

$$z_3 = \frac{1+\dfrac{s_3}{(s_3-1)}\cdot x_3}{1+\dfrac{s_3}{(s_3-1)}\cdot x_3 - x_3}\,. \qquad (8.65)$$

Учитывая (8.56) и (8.65), функция ограничений (8.64) для пакета без перелива будет выглядеть следующим образом:

$$V_X^{потр} - \left(\frac{w_1 \cdot w_2 \cdot (1+\alpha)}{w_2 + \alpha \cdot w_1}\right) \cdot \ln\left(\frac{1+\sum_{i=1}^{N}\dfrac{s_i}{(s_i-1)}\cdot x_i}{1+\sum_{i=1}^{N}\dfrac{s_i}{(s_i-1)}\cdot x_i - x_1 - \dfrac{\alpha \cdot w_1}{w_2}x_1}\right) -$$

$$-w_2 \cdot \ln\left(\frac{1+\dfrac{s_2}{(s_2-1)}\cdot x_2 - \dfrac{\alpha \cdot w_1}{w_2}x_1}{1+\dfrac{s_2}{(s_2-1)}\cdot x_2 - x_2}\right) - w_3 \cdot \ln\left(\frac{1+\dfrac{s_3}{(s_3-1)}\cdot x_3}{1+\dfrac{s_3}{(s_3-1)}\cdot x_3 - x_3}\right) \le 0\,. \quad (8.66)$$

Учитывая (8.63) и (8.65), функция ограничений (8.64) для пакета с переливом будет выглядеть следующим образом:

$$V_X^{потр} - \frac{w_1 \cdot w_2 \cdot (1+\alpha)}{w_2 + \alpha \cdot w_1} \cdot \ln\left(\frac{1+\sum_{i=1}^{2}\dfrac{s_i}{(s_i-1)}\cdot x_i}{1+\sum_{i=1}^{2}\dfrac{s_i}{(s_i-1)}\cdot x_i - x_1}\right) -$$

$$-w_2 \cdot \ln\left(\frac{1+\dfrac{s_2}{(s_2-1)}\cdot x_2}{1+\dfrac{s_2}{(s_2-1)}\cdot x_2 - x_2}\right) - w_3 \cdot \ln\left(\frac{1+\dfrac{s_3}{(s_3-1)}\cdot x_3}{1+\dfrac{s_3}{(s_3-1)}\cdot x_3 - x_3}\right) \le 0\,. \quad (8.67)$$

Затем решаются задачи математического программирования (8.33) с учетом (8.66) или (8.67), то есть определяются оптимальные значения $x_i^* \quad \left(i = \overline{1, N}\right)$.

Далее находятся массы топлива и блоков по тем же зависимостям и в той же последовательности, что и при последовательном соединении ступеней (см. зависимости 8.41 – 8.44).

Задачи оптимального распределения массы «трехступенчатого паке-

та» по блокам ракеты-носителя можно решить другим методом. Приведем один из возможных алгоритмов решения данных задач.

1. Назначается характеристическая скорость третьей ступени. Для первого цикла расчета ее можно принять равной одной третьей части от характеристической скорости всей ракеты, то есть

$$V_{X3} = \frac{1}{3} \cdot V_X . \qquad (8.68)$$

2. Подсчитывается число Циолковского третьей ступени по формуле

$$z_3 = e^{\frac{V_{X3}}{w_3}} , \qquad (8.69)$$

которое может быть получено из формулы Циолковского:

$$V_{X3} = w_3 \cdot \ln z_3 .$$

3. Назначается по прототипу конструктивная характеристика третьей ступени s_3 и подсчитывается относительная масса третьей ступени по следующей зависимости:

$$p_3 = z_3 \cdot \frac{s_3 - 1}{s_3 - z_3} . \qquad (8.70)$$

4. Определяется масса третьей ступени по формуле

$$m_3 = m_{ПН} \cdot p_3 . \qquad (8.71)$$

Эта масса считается полезной нагрузкой для первой и второй ступеней ракеты-носителя.

5. Определяется характеристическая скорость, которую нужно обеспечить двухступенчатой ракете (двухступенчатому пакету) с полезной нагрузкой, равной массе третьей ступени РН по формуле

$$V_П = V_X^{потр} - V_{X3} . \qquad (8.72)$$

6. Далее решается задача математического программирования и определяется минимальная стартовая масса двухступенчатой ракеты пакетной схемы по методике, приведенной выше для двухступенчатого пакета (с учетом перелива или без учета перелива топлива).

7. Изменяется характеристическая скорость третьей ступени ракеты на $\pm\Delta V_{X3}$, и расчет по пп. 2…6 повторяется несколько раз при различных значениях V_{X3}.

8. Строится зависимость стартовой массы двухступенчатой ракеты от характеристической скорости третьей ступени, как это схематично показано на рис. 8.5.

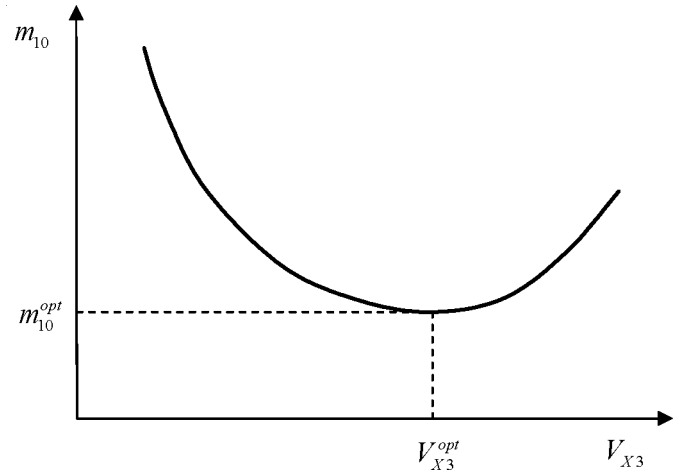


Рис. 8.5. Схема определения оптимальной скорости третьей ступени РН

9. Минимальное значение этой массы будет соответствовать некоторой скорости третьей ступени, которую принимают за оптимальную V_{X3}^{opt}.

10. Массы первых двух ступеней и ракетных блоков рассчитываются по методике для расчета двухступенчатого пакета для оптимальной скорости третьей ступени.

11. Далее рассчитываются оптимальные характеристики ракетных блоков в следующей последовательности:

$$z_3 = e^{\frac{V_{X3}^{opt}}{w_3}} ;$$

$$p_3 = z_3^{opt} \cdot \frac{(s_3 - 1)}{(s_3 - z_3^{opt})};$$

$$m_{03}^{opt} = m_{пн} \cdot p_3^{opt};$$

$$m_{T3}^{opt} = \frac{s_3 - 1}{s_3} m_{Б3}^{opt};$$

$$m_{КБ3}^{opt} = m_{Б3}^{opt} - m_{T3}^{opt};$$

$$m_{01}^{opt} = m_{пн} + \sum_{i=1}^{N} m_{Бi}^{opt}.$$

Массу головного обтекателя можно отнести к массе первого блока m_{01}, так как он сбрасывается почти одновременно с отделением первой ступени.

8.4. Выбор количества ступеней ракеты-носителя

8.4.1. Выбор количества ступеней ракеты по критерию минимума стартовой массы

Алгоритм этого выбора следующий.

1. Назначается минимальное количество ступеней ракеты-носителя (как правило, две ступени).

2. Решается задача математического программирования по определению минимальной стартовой массы ракеты.

3. Увеличивается количество ступеней на единицу, и расчет по пункту 2 повторяется с новым количеством ступеней.

4. Расчет заканчивается, когда минимальная стартовая масса ракеты-носителя будет больше по сравнению с предыдущим расчетом.

Оптимальным считается количество ступеней, при котором стартовая масса ракеты минимальна. Процедура нахождения оптимального числа ступеней иллюстрируется графиком, представленным на рис. 8.6.

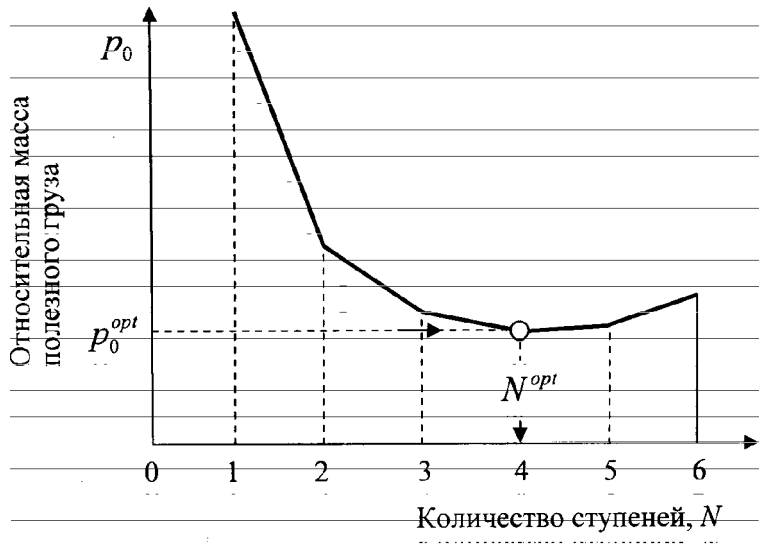


Рис. 8.6. Иллюстрация к вопросу о выборе количества ступеней ракеты

Однако при этом следует учитывать, что при увеличении количества ступеней уменьшается надежность ракеты носителя в целом. Поэтому при окончательном выборе не обязательно останавливаться на варианте с минимальной стартовой массой, если, например, стартовые массы ракеты не очень отличаются. В этом случае лучше выбрать вариант с меньшим количеством ступеней.

В настоящее время принято, что для вывода полезной нагрузки на низкую опорную орбиту достаточно двух или трех ступеней, в зависимости от используемых компонентов топлива и конструктивно-компоновочной схемы ракеты. Так, для схемы с последовательным соединением ракетных блоков и при использовании в качестве топлива пар “керосин + жидкий кислород” или “ жидкий водород + жидкий кислород” достаточно двух ступеней. Для схемы с параллельным соединением ракетных блоков и использованием в качестве топлива “ жидкий водород + жидкий кислород” также достаточно двух ступеней. Для схемы “трехступенчатый пакет” и использования топлива “керосин + жидкий кислород” достаточно трех ступеней.

8.4.2 Выбор количества ступеней ракеты-носителя из условия их функционального назначения

Суть этого метода основана на том факте, что разгон космического комплекса на каком-либо этапе полета лучше начинать с полными топливными баками (чтобы не разгонять полупустые конструкции ракетных блоков).

Рассмотрим пример выбора количества ступеней для осуществления марсианской экспедиции.

1-й и 2-й ракетные блоки - для вывода марсианского космического комплекса на опорную орбиту Земли.

3-й ракетный блок - для старта отправляемого космического комплекса с опорной орбиты Земли на траекторию полета к Марсу.

4-й ракетный блок - для коррекции траектории полета к Марсу и торможения космического комплекса при его переходе на орбиту Марса.

5-й ракетный блок - для старта возвращаемой части ракетно-космического комплекса с орбиты Марса на траекторию полета к Земле.

6-й ракетный блок для схода спускаемой части космического комплекса и торможения вблизи марсианской поверхности.

7-й ракетный блок - для старта КА с поверхности Марса на его орбиту и для стыковки КА с частью комплекса, остававшегося на орбите Марса.

Для расчета масс ступеней сначала необходимо рассчитать соответствующие характеристические скорости (импульсы скорости) для каждого маневра.

Расчет масс ракеты-носителя начинается с расчета массы последнего ракетного блока, затем предпоследнего, и т. д. по следующему алгоритму.

1. Рассчитывается потребное приращение скорости для полезной нагрузки на последнем этапе маневрирования ΔV_i для массы полезной нагрузки $m_{ПН} = m_{i+1}$ i-й ступени ракетно-космического комплекса и определяется число Циолковского i-й ступени по следующей зависимости:

$$z_i = e^{\frac{\Delta V_i}{w_i}},$$

где w_i - удельный импульс топлива и двигателей i-й ступени.

2. Выбирается по статистике значение конструктивной характеристики s_i и рассчитывается отношение массы i-й ступени к массе полезной нагрузки:

$$p_i = z_i \cdot \frac{(s_i - 1)}{(s_i - z_i)}.$$

3. Определяется начальная масса i ступени

$$m_i = p_i \cdot m_{i+1},$$

которая является полезной нагрузкой для i-й ступени.

4. Расчеты по пунктам 1…3 повторяются для всех ступеней ракетного комплекса, кроме первых ступеней ракеты, которые обеспечивают вывод ракетно-космического комплекса на опорную орбиту.

Массы первых ступеней ракеты-носителя (как правило, для вывода на опорную орбиту достаточно двух или трех ступеней) рассчитываются из условия оптимального распределения масс двухступенчатой или трехступенчатой ракеты, масса полезной нагрузки которой равна массе ракетно-космического комплекса (сумме масс всех верхних ступеней с полезной нагрузкой), стартующего к Луне или планетам.

9. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫХ ОБЪЕМНО-ГАБАРИТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Поскольку в процессе выбора компоновочной и конструктивно-силовой схем возможны изменения исходных данных, то на основании опыта проектирования принимается 10- процентный резерв по массе полезной нагрузки (что соответствует примерно 3-процентному резерву по габаритам). Таким образом, компоновочную и конструктивно-силовую схемы разрабатывают исходя из расчетной массы полезной нагрузки:

$$m_{ПН}^{расч} = k_{ПН} \cdot m_{ПН}\,, \qquad (9.1)$$

где $k_{ПН} = 1,1$ - коэффициент запаса по полезной нагрузке.

Исходными данными для расчета являются массы полезной нагрузки, ракетных блоков, топлива, характеристики окислителя и горючего.

9.1. Определение объема ракеты-носителя и ее составных частей

Объем W_P ракеты-носителя рассчитывается как сумма объемов составных частей ракеты с полезной нагрузкой:

$$W_P = W_{ГО} + \sum_{i=1}^{N}\left(W_{ПОi}\right) + \sum_{i=1}^{N}\left(W_{ТОi}\right) + \sum_{i=1}^{N}\left(W_{ХОi}\right) + \sum_{i=1}^{N}\left(W_{ПерО}\right), \qquad (9.2)$$

где $W_{ГО}$ – объем, занимаемый полезной нагрузкой;

$W_{ПОi}$ – объем, занимаемый приборными отсеками и прочими элементами;

$W_{ТОi}$ - объем, занимаемый топливными отсеками;

$W_{ХОi}$ – объем, занимаемый хвостовыми отсеками (с двигательными установками);

$W_{ПерО}$ - объемы переходных отсеков.

Форма будущей ракеты в первом приближении выбирается в виде удлиненного цилиндра, как это схематично показано на рис 9.1.

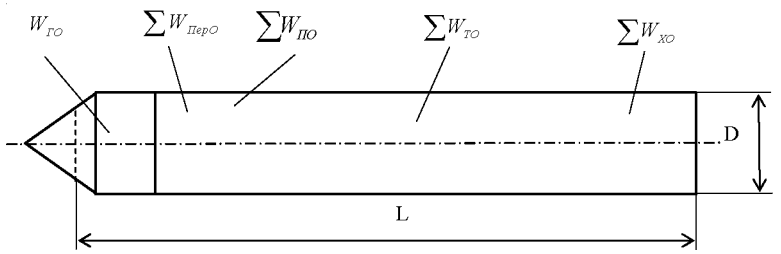


Рис. 9.1. К вопросу об определении предварительных объемно-габаритных характеристик ракеты-носителя

Там же показаны составляющие объемы. В дальнейшем по этой схеме определяют предварительный диаметр и длину ракеты.

На этом рисунке введены следующие обозначения:

L – длина ракеты;

D – диаметр ракеты;

Рассмотрим расчет составляющих объемов по формуле (9.2) последовательно.

9.1.1. Объем головного обтекателя

В первом приближении объем головного обтекателя можно представить пропорциональным объему полезной нагрузки:

$$W_{ГО} = k_{ГО} \cdot W_{ПН}\,, \qquad (9.3)$$

где $k_{ГО}$ - коэффициент, учитывающий неполноту заполнения головного обтекателя полезной нагрузкой;

$W_{ПН}$ - объем полезной нагрузки.

Для КА зондирования Земли можно принять $k_{ГО} = 1,2...1,5$, а для межпланетных космических комплексов, а также для полезного груза, состоящего из разгонного блока и нескольких спутников, запускаемых одной ракетой-носителем, $k_{ГО} = 1,5...2,0$.

В свою очередь, объем полезной нагрузки можно получить по следующей зависимости:

$$W_{ПН} = \frac{m_{ПН}}{\rho_{ПН}}, \qquad (9.4)$$

где $\rho_{ПН}$ - средняя плотность полезной нагрузки.

Средняя плотность полезной нагрузки зависит от ее назначения. В первом приближении можно принять следующие значения этой плотности:

для космических комплексов, выполняющих межпланетные полеты - 150…300 кг/м^3;

для космических аппаратов, функционирующих на орбитах Земли, - 300…700 кг/м^3.

9.1.2. Объем приборных отсеков

Объем приборных отсеков следует рассчитывать только для последней ступени ракет-носителей среднего класса (с массой полезной нагрузки до 20т). Объем, занимаемый приборами на ракетных блоках первой ступени ракеты-носителя, можно не учитывать, так как для установки этих приборов достаточно места в межбаковых отсеках этих блоков. Напомним, что на ракетных блоках первой ступени устанавливаются приборы, которые нужны лишь для работы именно этих ракетных блоков.

Для ракет-носителей с массой полезной нагрузки порядка 70-100 т приборы можно не помещать в отдельные приборные отсеки, так как в больших ракетах приборы занимают относительно небольшой объем, и их можно также расположить в межбаковых отсеках.

Объем приборного отсека, установленного в одном из ракетных блоков последних ступеней ракеты-носителя, можно рассчитать по следующей зависимости:

$$W_{ПО} = \frac{m_{ПО}}{\rho_{ПО}}, \qquad (9.5)$$

где $m_{ПО}$ - масса приборного отсека;

$\rho_{ПО}$ - средняя плотность компоновки приборного отсека, которая для приборов системы управления верхних ступеней ракет-носителей составляет 150...300 кг/м^3.

Масса приборного отсека рассчитывается по следующей зависимости:

$$m_{ПО} = \xi_{ПО} \cdot m_{Б}, \qquad (9.6)$$

где $\xi_{ПО}$ - относительная масса приборного отсека по статистике;

$m_{Б}$ - масса ракетного блока, относительно которого рассчитываются статистические данные.

Следует заметить, что относительную массу приборного отсека можно рассчитывать по отношению к массе последней ступени ракеты или к стартовой массе ракеты. В этом случае в формуле (9.6) необходимо использовать соответствующие массы.

9.1.3. Объем топливных отсеков

Объем топливных отсеков каждой ступени рассчитывается отдельно по зависимостям

$$W_{TOi} = k_{Ti} \cdot W_{Ti}, \qquad (9.7)$$

где W_{Ti} - объем топлива *i-й* ступени;

k_{Ti} - коэффициент, учитывающий превышение объема топливного отсека над объемом топлива.

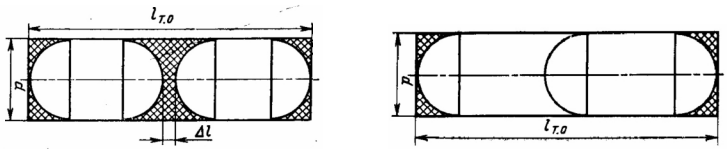
Коэффициент характеризует степень совершенства топливного отсека и представляет собой отношение объема топливного отсека к объему компонентов топлива, расположенных в этом отсеке, то есть

$$k_{T} = \frac{W_{TO}}{W_{Ок} + W_{Г}}, \qquad (9.8)$$

где $W_{Ок}$ - объем окислителя;

$W_{Г}$ - объем горючего.

Коэффициент k_{Ti} зависит от формы баков (см. рис. 9.2), от наличия в баках тоннельных трубопроводов, шаров-баллонов для хранения газа наддува, другой арматуры баков и т.п. Значения этого коэффициента лежат в пределах 1,15…1,3.



а) б)

Рис. 9. 2. Схема для определения коэффициентов k_{Ti} :
а - с разъединенными баками; б - с совмещенными днищами баков

Объем топлива *i-й* ступени можно рассчитать по зависимости

$$W_{Ti} = \frac{m_{Ti}}{\rho_{ср\,i}}, \qquad (9.9)$$

где $\rho_{ср\,i}$ - средняя плотность топлива *i-й* ступени.

Формула для расчета средней плотности топлива была получена в разд. 7 настоящего учебного пособия:

$$\rho_{ср} = \frac{m_{Ок} + m_{Г}}{V_{Ок} + V_{Г}} = \frac{\rho_{Ок} \cdot \rho_{Г} \cdot (\kappa + 1)}{\kappa \cdot \rho_{Г} + \rho_{Ок}}, \qquad (9.10)$$

где $\rho_{Ок}$ и $\rho_{Г}$ - плотность окислителя и горючего соответственно;

κ - коэффициент отношения массы окислителя к массе горючего, который в первом приближении можно принять равным отношению секундных расходов компонентов топлива.

Таким образом, рассчитывая среднюю плотность топлива каждой ступени по формуле (9.10) и объемы топлива по формуле (9.9), можно определить объемы топливных отсеков каждой ступени по формуле (9.7).

9.1.4. Объем хвостовых и переходных отсеков

Суммарный объем, занимаемый хвостовыми и переходными отсеками с двигательными установками всех ступеней ракеты, рассчитывается в первом приближении как доля от объема всей ракеты, то есть

$$\sum W_{ХО} + \sum W_{ПерО} = k_{ХО} \cdot W_{Р}, \qquad (9.11)$$

где $k_{ХО}$ - коэффициент пропорциональности, который по статистике составляет 0,15…0,20.

Учитывая (9.2), можно записать

$$W_{Р} = W_{ГО} + \sum_{i=1}^{N} \left(W_{ПОi}\right) + \sum_{i=1}^{N} \left(W_{ТОi}\right) + W_{Р} \cdot k_{ХО}, \qquad (9.12)$$

откуда можно получить

$$W_{Р} = \frac{W_{ГО} + \sum_{i=1}^{N} \left(W_{ПОi}\right) + \sum_{i=1}^{N} \left(W_{ТОi}\right)}{1 - k_{ХО}}. \qquad (9.13)$$

Таким образом, по приведенной методике можно рассчитать объем ракеты в первом приближении.

9.2. Определение длины и диаметра ракеты-носителя

Объем ракеты равен произведению площади сечения корпуса ракеты на длину этой ракеты, то есть

$$W_{Р} = \frac{\pi \cdot D^2}{4} \cdot L. \qquad (9.14)$$

Используя характеристику относительного удлинения

$$\lambda = \frac{L}{D},$$

выражение (9.14) можно представить в следующем виде:

$$W_P = \frac{\pi \cdot D^3 \lambda}{4}.$$

Отсюда можно получить искомый диаметр ракеты

$$D = \sqrt[3]{\frac{4 \cdot W_P}{\pi \cdot \lambda}}. \qquad (9.15)$$

Таким образом, зная объем ракеты с головным обтекателем и задаваясь характеристикой удлинения, значение которой можно выбрать из прототипов ($\lambda = 8...12$), можно определить предварительный диаметр проектируемой ракеты.

Длина ракеты находится по следующей зависимости:

$$L = \lambda \cdot D. \qquad (9.16)$$

Таким образом можно рассчитать предварительные габаритные размеры ракеты-носителя.

10. РАЗРАБОТКА ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ КОМПОНОВОЧНОЙ СХЕМЫ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Поскольку РН со схемой последовательного соединения ступеней в принципе может обладать более совершенными характеристиками по массе, то выбор предварительных габаритов РН, как правило, начинается именно с этой схемы. Затем, если рассчитанные габариты РН не удовлетворяют некоторым ограничениям, например по диаметру ракетных блоков или по длине ракеты в целом, то принимается пакетная или комбинированная схема и производится перекомпоновка.

Построение предварительной компоновочной схемы ракеты-носителя начинается с проведения осевой линии и выделения на поле чертежа прямоугольника, длина которого равна длине ракеты-носителя, а ширина – ее диаметру, которые были вычислены по результатам оценки предварительных объемно-габаритных характеристик.

Компоновка ракеты-носителя начинается, как правило, с первой ступени и производится «снизу - вверх», то есть начинается с хвостового отсека. Затем проводится компоновка топливного отсека (баков окислителя и горючего), переходного отсека между ступенями с учетом выбранной схемы разделения ступеней. Аналогично проводится компоновка ракетного блока второй ступени и т. д. Заканчивается компоновка разработкой схемы переходного отсека от ракеты-носителя к полезной нагрузке с учетом габаритов полезной нагрузки (если они известны) и “установкой” головного обтекателя, закрывающего полезную нагрузку.

Рассмотрим отдельные этапы компоновки ракеты-носителя.

10.1. Компоновка хвостовых отсеков

Основное требование к хвостовому отсеку:

1. Максимальная плотность компоновки.
2. Минимальная масса конструкции хвостового отсека.
3. Минимальная длина хвостового отсека.
4. Удобство эксплуатации (техобслуживания, ремонта и т.п.).

Если в проектируемой ракете-носителе используются двигательные установки, созданные ранее и выпускаемые промышленностью, и известны их габаритные характеристики, то компоновка хвостового отсека

сводится к согласованию размеров корпуса и размеров двигательных установок с учетом схемы передачи усилий. Например, двигатели РД-107 конструкции В.П.Глушко для первой ступени ракеты-носителя «Союз» имеют четыре камеры сгорания с общей тягой 812 кН, вписываются в диаметр 2,86 м и имеют высоту 2,58 м.

Если разработанные ранее и выпускаемые промышленностью двигатели не подходят по какой-либо причине или имеется необходимость в разработке нового двигателя с более совершенными характеристиками, то необходимо провести предварительную оценку габаритов двигательной установки. Покажем, как это делается.

10.1.1. Определение предварительных габаритов хвостового отсека

Длина хвостового отсека $L_{ХО}$ может быть равна или меньше длины двигательной установки $L_{ДУ}$, то есть

$$L_{ХО} \le L_{ДУ}, \qquad (10.1)$$

так как сопловая часть двигателя может выступать из хвостового отсека (рис. 10.1).

Длина двигательной установки $L_{ДУ}$ рассчитывается по зависимости

$$L_{ДУ} = k_{ДУ} \cdot L_{Дв}, \qquad (10.2)$$

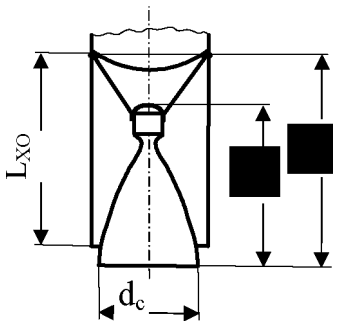


Рис. 10.1. Схема для определения длины хвостового отсека

где $L_{Дв}$ - длина двигателя (камеры сгорания с сопловой частью двигателя);

$k_{ДУ}$=1,2…1,5 - коэффициент, учитывающий превышение длины двигательной установки над длиной двигателя.

Длину двигателя (камеры сгорания с сопловой частью) рассчитывают по эмпирическим зависимостям, полученным из статистики, например, по следующей зависимости:

$$L_{Дв} = 0{,}125 \cdot \left(\frac{R}{9{,}8}\right)^{0{,}25}, \qquad (10.3)$$

где R - тяга двигателя (размерность в Н).

Размерность длины двигателя получается в метрах.

Тяга двигателей определяется как произведение начальной перегрузки ступени на начальный вес ступени:

$$R_i = n_{0i} \cdot m_{0i} \cdot g_0. \qquad (10.4)$$

Приведенные методики справедливы для диапазонов тяги двигателей примерно до 1500 kH.

Если для исследуемого диапазона тяг двигателей не существует эмпирических зависимостей типа (10.3), то их нетрудно построить по статистическим данным. Покажем, как это делается.

Собираются статистические данные по тягам и габаритам ракетных двигателей интересующего диапазона. Отбираются двигатели с одинаковыми (или близкими) характеристиками топлива. Если количество камер сгорания разное, то тягу ДУ приводят к одинаковому количеству камер сгорания, например к четырем или к одной. Затем с помощью табличного процессора Microsoft Excel строится график зависимости длины ДУ от тяги двигателя и с помощью опций «линия тренда» определяется уравнение регрессии.

В качестве примера в табл. 10.1 представлены данные по двигателям первых ступеней ракет-носителей «Союз», «Н-1», «Зенит», «Сатурн-V». Результаты по значениям тяг этих двигателей приведены к одной камере сгорания.

Таблица 10.1

Приведенные статистические данные по ракетным двигателям

Приведенная тяга ДУ, кН	Длина ДУ, м	Марка ДУ	Использование на РН
203	2.87	РД107	«Союз»
1530	3.5	НК-33	«Н-1»
1840	4	РД171	«Зенит»
6767	6	F1	«Сатурн-V»

Результаты обработки статистических данных показаны на рис. 10.2. На поле этого рисунка приведена регрессионная зависимость, под которой приведено значение коэффициента корреляции (0,9837).

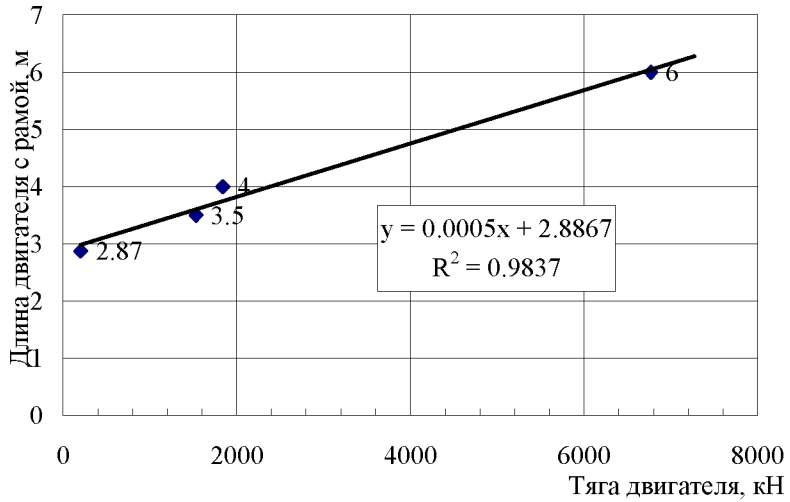


Рис. 10.2. График зависимости длины хвостового отсека от тяги двигателя

Аналогично можно построить расчетные зависимости и для поперечных размеров двигателя, диаметров камер сгорания и т.п.

На последующих этапах проектирования производятся детальные расчеты габаритных и других характеристик ракетных двигателей. Одна из таких методик приведена в учебнике [19].

10.1.2. Компоновочные и силовые схемы хвостовых отсеков

После расчета объемно-габаритных характеристик хвостовых отсеков и определения длины хвостового отсека выбирается компоновка хвостовых отсеков с учетом схемы передачи усилий от двигателя на корпус ракеты.

Возможные варианты компоновки хвостовых отсеков с учетом схем передачи усилий для нижних ступеней ракет-носителей представлены на рис. 10.3, а, б,в.

Возможные варианты компоновки хвостовых отсеков верхних ступеней ракет-носителей с учетом схемы передачи усилий представлены на рис. 10.4.

При малых объемах топливных баков верхних ступеней ракет компоновку хвостовых отсеков и компоновку топливных баков с учетом схем передачи усилий рассматривают совместно. Поэтому другие возможные варианты компоновки хвостовых отсеков верхних ступеней показаны далее при рассмотрении компоновки топливных отсеков верхних ступеней ракет-носителей (см. рис. 10.7).

После определения длины хвостового отсека и выбора схемы передачи усилий от двигателя на корпус ракеты вычерчивается предварительный компоновочный чертеж хвостового отсека.

10.2. Компоновка топливных отсеков

Основные требования к компоновке топливных отсеков следующие.

1. Наименьший объем ракеты.

2.Наименьшая масса конструкции топливных отсеков.

3. Форма баков должна учитывать требования к положению центра давления аэродинамических сил.

4. Минимальные амплитуды колебаний жидкости в баках и др.

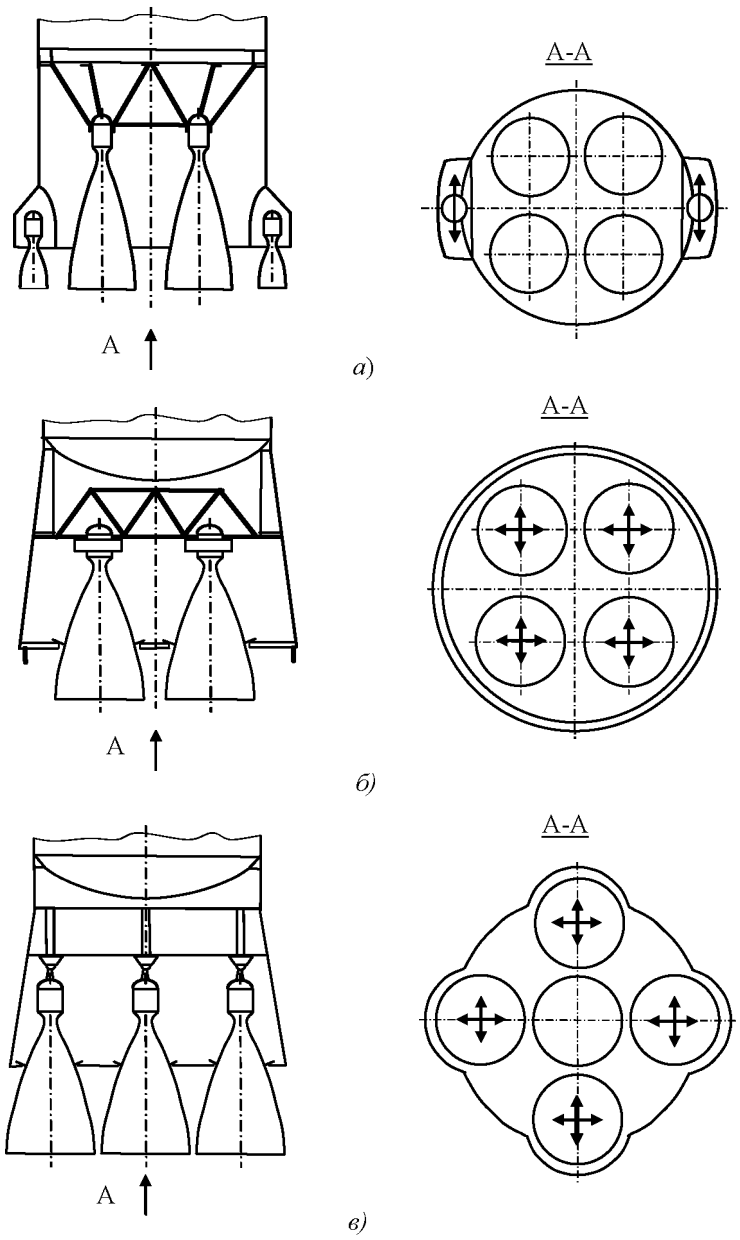


Рис. 10.3. Компоновочные схемы хвостовых отсеков нижних ступеней ракет-носителей

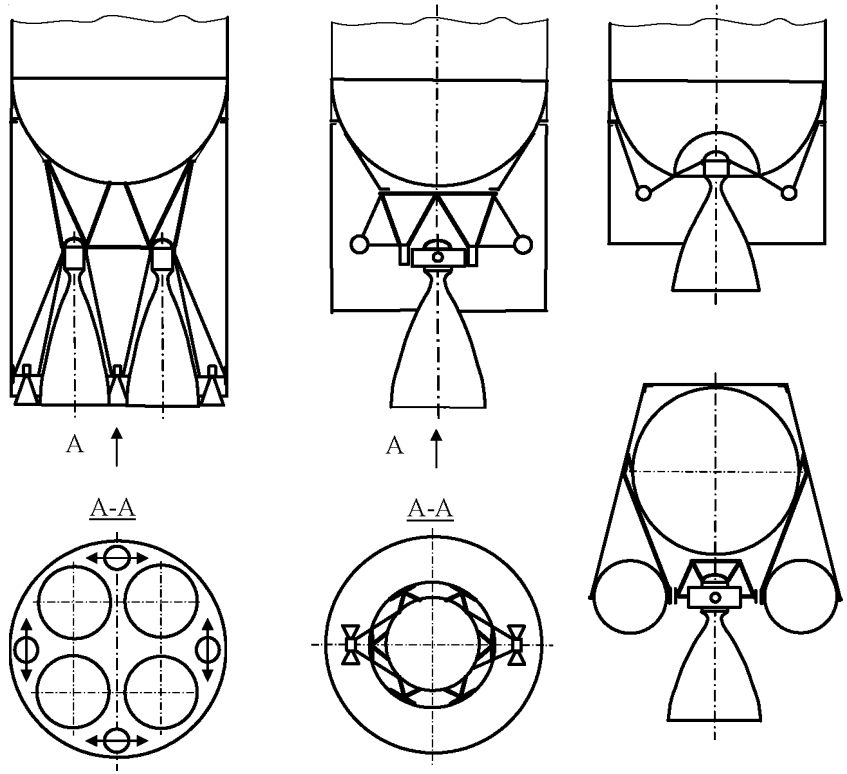


Рис. 10.4. Компоновочные схемы хвостовых отсеков верхних ступеней ракет-носителей

10.2.1. Компоновочные схемы топливных отсеков нижних ступеней РН

На рис. 10.5 представлены компоновочные схемы топливных отсеков нижних ступеней ракет-носителей. На этих схемах введены следующие обозначения: 1, 2 - баки окислителя и горючего; 3 – расходный трубопровод одного из компонентов; 4 - диафрагмы (для увеличения момента инерции массы топлива относительно продольной оси ракеты).

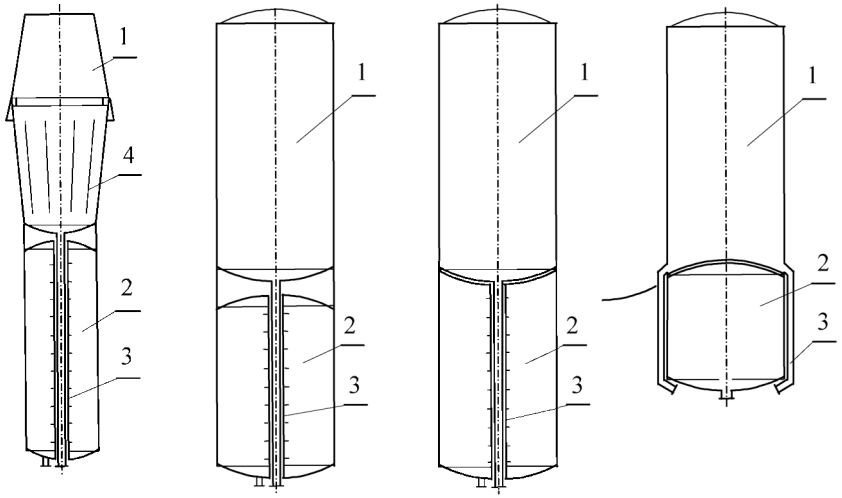


Рис. 10.5. Компоновочные схемы топливных отсеков нижних ступеней ракет-носителей

На рис 10.6 представлены варианты компоновки топливных баков нижних ступеней ракет-носителей:

а) “Н-1”, первая ступень (блок А);

б) “Сатурн IB”, первая ступень.

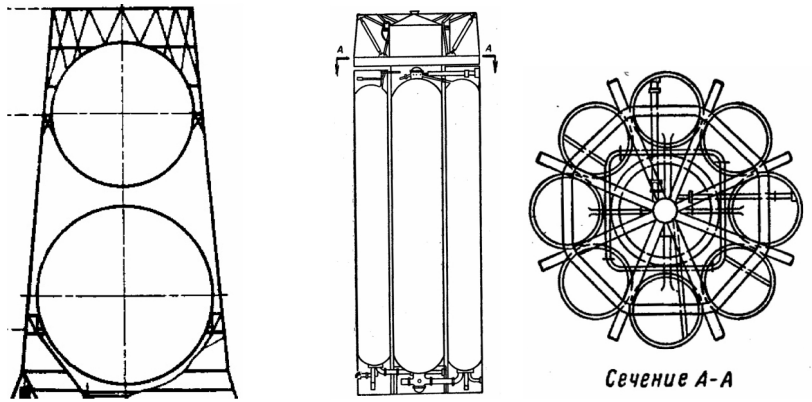


Рис. 10.6. Компоновочные схемы топливных отсеков нижних ступеней ракет-носителей «Н-1» и «Сатурн IB»

10.2.2. Компоновочные схемы топливных отсеков верхних ступеней

На рис. 10.7 представлены компоновочные схемы топливных отсеков верхних ступеней ракет-носителей.

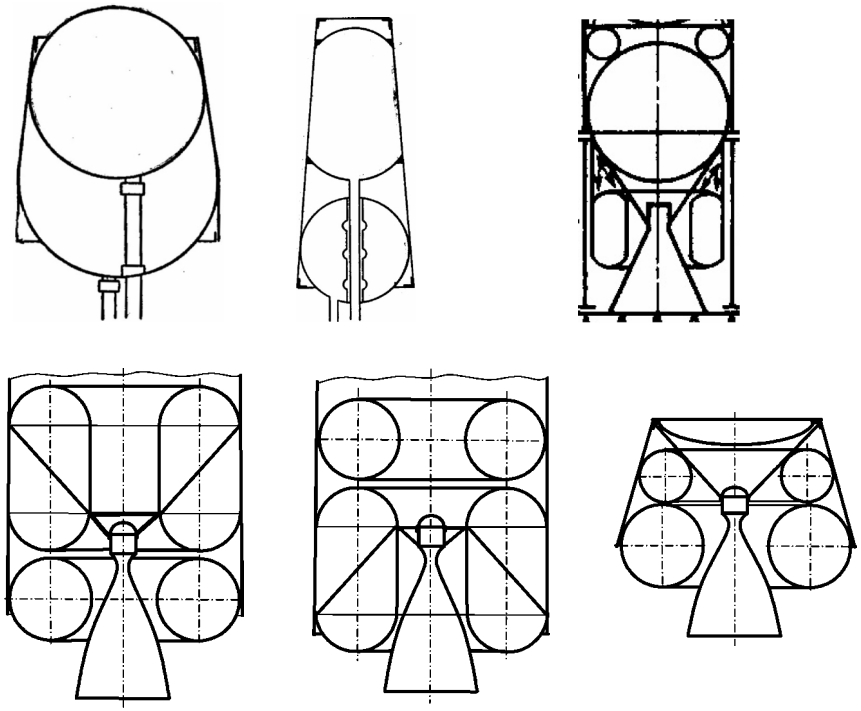
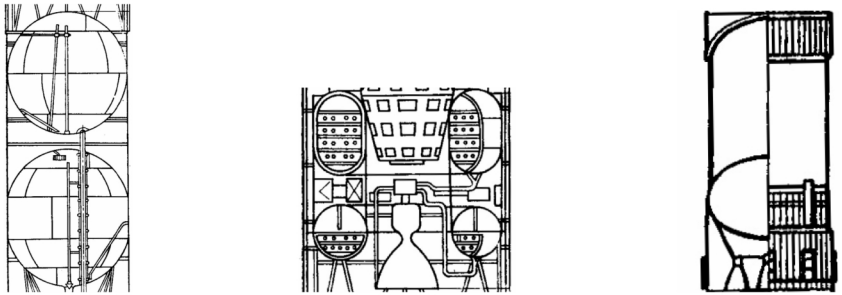


Рис. 10.7. Компоновочные схемы топливных отсеков ракетных блоков последних ступеней РН

На рис. 10.8 представлены варианты компоновки топливных баков верхних ступеней ракет-носителей: а) “Союз”, третья ступень (блок И); б) “Союз”, четвертая ступень (блок Л); г) “Сатурн-V”, вторая и третья ступени



а) б) в)

Рис. 10.8. Схемы компоновок топливных отсеков, реализованные на верхних ступенях ракет-носителей

10.2.3. Определение масс и объемов окислителя и горючего

Масса топлива считается известной из распределения масс по блокам ракеты-носителя.

Объем топлива складывается из объема окислителя и объема горючего:

$$W_{Ti} = W_{Oкi} + W_{Гi}, \qquad (10.5)$$

где W_{OK} и $W_Г$ –объемы, занимаемые окислителем и горючим соответственно.

Объемы окислителя и горючего можно вычислить по следующим зависимостям:

$$W_{OK} = \frac{m_{OK}}{\rho_{OK}}; \qquad (10.6)$$

$$W_Г = \frac{m_Г}{\rho_Г}, \qquad (10.7)$$

где ρ_{OK} и $\rho_Г$ - плотности окислителя и горючего соответственно.

Массу окислителя и массу горючего можно рассчитать, зная коэффициент отношения массы окислителя и массы горючего, которые в первом приближении принимают равными отношению секундных расходов компонентов топлива:

$$\kappa = \frac{m_{Ок}}{m_Г} \approx \frac{\dot{m}_{Ок}}{\dot{m}_Г}. \qquad (10.8)$$

Для нахождения массы окислителя и горючего проделаем следующие математические выкладки:

$$m_Т = m_{Ок} + m_Г;$$

$$\frac{m_Т}{m_Г} = \frac{m_{Ок}}{m_Г} + \frac{m_Г}{m_Г} = \kappa + 1;$$

$$m_Г = m_Т \frac{1}{\kappa + 1}; \qquad (10.9)$$

$$m_{Ок} = m_Т - m_Г = m_Т - \frac{m_Т}{\kappa + 1} = m_Т \cdot \frac{\kappa}{\kappa + 1}. \qquad (10.10)$$

Таким образом, подставляя (10.9) и (10.10) в (10.6) и (10.7), можно найти объем топлива для каждой ступени.

10.2.4. Определение геометрических размеров баков

Геометрические размеры баков в первую очередь зависят от формы баков. Методика расчета сводится к определению размеров вписанного в корпус ракеты бака принятой формы. При этом считается, что диаметр ракеты установлен по предыдущим расчетам.

Кроме того, геометрические размеры баков зависят от конфигурации отдельных частей бака. На рис. 10.9 приведены три варианта днищ баков: полусферическое днище (*а*), днище в форме части поверхности сферы (*б*) и комбинированное днище, состоящее из части поверхности эллипсоида вращения и части поверхности сферы (*в*). На этом рисунке введены следующие обозначения: *1* - сферическое днище; *2* - цилиндрический бак; *3* - межбаковый или переходный отсек; *4* - сферический

сегмент днища; *5* - часть днища в виде части поверхности эллипсоида У каждой схемы есть свои достоинства и недостатки. При реализации схемы *а)* получается тонкое днище, но высокий межбаковый отсек. При реализации схемы *б)* межбаковый отсек получается небольшим по высоте, но необходим мощный шпангоут. При реализации схемы *в)* необходима сложная технология изготовления.

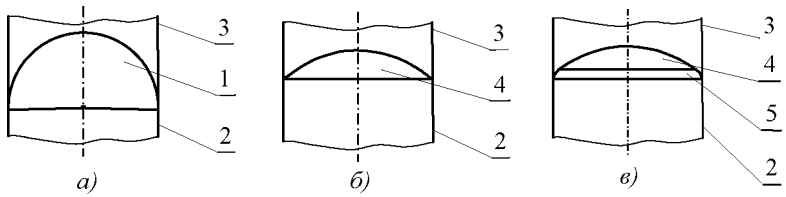


Рис. 10.9. Формы днищ для баков цилиндрической формы

Методику расчета геометрических характеристик бака рассмотрим на примере топливного отсека цилиндрической формы с днищами в виде части сферы. Схема для определения размеров бака представлена на рис. 10.10.

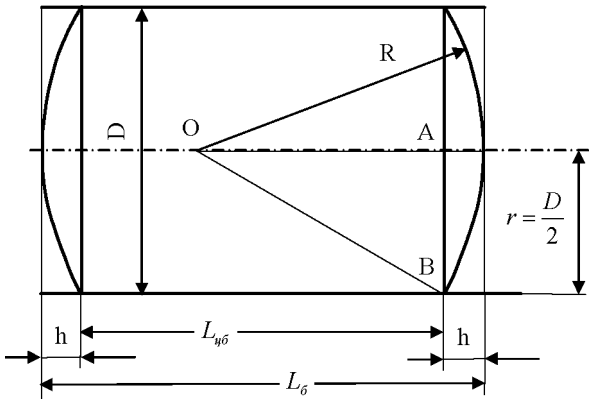


Рис. 10.10 Схема для определения размеров бака

Исходные данные для расчета: диаметр бака D, объемы окислителя $W_{Окi}$ и горючего $W_{Гi}$ (объем компонента топлива $W_{КТ}$).

Алгоритм определения длины бака

1. В первом приближении можно принять радиус днища равным диаметру бака, то есть $R = D$. Напомним, что при таком условии обеспечивается равнопрочность цилиндрической и сферической частей бака при одинаковых толщинах этих стенок.

2. Определяется высота сферической части днища h.

Формулу для расчета можно получить из геометрических соотношений, если проделать следующие выкладки (см. рис. 10.8):

$$R^2 = \left(\frac{D}{2}\right)^2 + (R-h)^2;$$

$R = D$ (по условию);

$$D^2 = \left(\frac{D}{2}\right)^2 + (D-h)^2;$$

$$D^2 = \left(\frac{D}{2}\right)^2 + D^2 - 2\cdot D\cdot h + h^2;$$

$$h^2 - 2\cdot D\cdot h + \left(\frac{D}{2}\right)^2 = 0;$$

$$h = D \pm \sqrt{D^2 - \left(\frac{D}{2}\right)^2} = D \pm D\sqrt{\frac{3}{4}} = D\left(1 - \frac{\sqrt{3}}{2}\right) = 0{,}134\cdot D. \quad (10.11)$$

3. Определяется объем сферического сегмента $W_{сф}$ по одной из следующих равносильных формул, известных из геометрии:

$$W_{сф} = \frac{1}{6} \cdot \pi h\left(3 \cdot r^2 + h^2\right) \quad \text{или} \quad W_{сф} = \pi h^2 \left(R - \frac{1}{3} h\right). \qquad (10.12)$$

4. Вычисляется объем цилиндрической части бака $W_{цб}$ по формуле

$$W_{цб} = W_{КТ} - W_{сф}. \qquad (10.13)$$

Следует заметить, что из объема компонента топлива $W_{КТ}$ вычитается объем только одного днища (части сферы) $W_{сф}$, так как при предварительных расчетах можно принять, что объем второго днища топливом не заполнен и этот объем используется для организации наддува бака.

5. Находится длина цилиндрической части бака по формуле

$$L_{цб} = \frac{4 \cdot W_{цб}}{\pi \cdot D^2}. \qquad (10.14)$$

6. Рассчитывается общая длина бака по формуле

$$L_{б} = L_{ц} + 2 \cdot h. \qquad (10.15)$$

Если форма баков сложная, то расчет габаритов можно проводить методом последовательных приближений, задаваясь размерами бака и вычисляя его объем.

10.2.5. Особенности компоновки твердотопливных отсеков

Твердотопливные отсеки ракет носителей представляют собой по сути дела камеры сгорания больших габаритов, в которых располагаются твердотопливные заряды. Корпуса твердотопливных отсеков, в отличие от топливных отсеков с жидкими компонентами топлива, должны выдерживать большие внутренние давления и значительные тепловые потоки.

Основные требования, предъявляемые к твердотопливным зарядам (не считая рассмотренных ранее высокого удельного импульса, высокой плотности, малой стоимости и других требований, которые были рассмотрены в разд. 7), следующие.

1. Обеспечение заданной тяги двигателя (достигается за счет горения определенной площади поверхности заряда).

2. Небольшое изменение тяги в процессе работы двигателя (достигается за счет малого изменения общей площади горения твердотопливных зарядов).

3. Малое воздействие высоких температур на силовой корпус двигателя.

4. Малая склонность к трещинообразованию в процессе длительного хранения и горения заряда (достигается современными технологиями).

5. Простота технологии изготовления и монтажа заряда.

Форма заряда в значительной степени влияет на значение тяги двигателя и изменение ее в процессе горения заряда. Из многочисленных возможных форм зарядов лишь немногие по своим характеристикам подходят для ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ) ракет-носителей. Находят применение заряды трубчатой формы, телескопической формы, заряды со звездообразным каналом, заряды с продольными щелями и некоторые другие.

На рис. 10.11 представлены компоновочные схемы твердотопливных двигателей с вкладным (а) и скрепленным (б) зарядами.

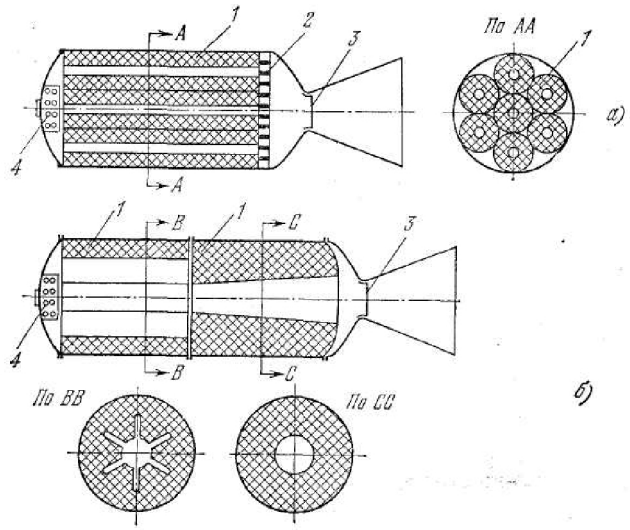


Рис. 10.11. Схемы твердотопливных двигателей

На этом рисунке введены следующие обозначения: 1 - заряд; 2 - диафрагма; 3 - заглушка; 4 - воспламенитель.

При использовании схемы а) обеспечиваются первые два требования (заданная площадь горения и постоянство площади горения), но не обеспечивается третье требование, так как горячие газы воздействуют на корпус двигателя и снижают его прочность. Подобные схемы использовались на первых этапах развития твердотопливных двигателей, так как технология производства зарядов больших габаритов не была отработана. Заряды были склонны к трещинообразованию в процессе горения.

При использовании схемы б) обеспечиваются первые три требования, в частности, доступ горячих газов к корпусу двигателя ограничен. Подобные схемы используются на современных ракетах, так как современная технология позволяет производить заряды больших габаритов не только не склонные к трещинообразованию в процессе горения, но и в процессе длительного хранения.

На рис. 10.12 показаны другие формы заряда, при использовании которых тяга двигателя изменяется незначительно.

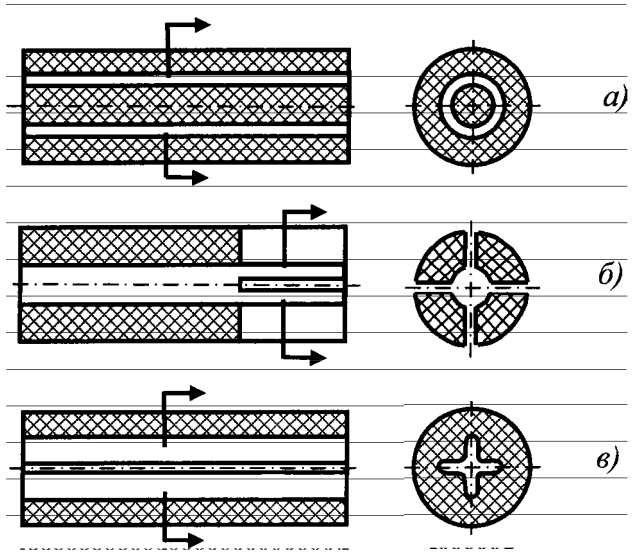


Рис. 10.12. Формы зарядов твердого топлива:
а — заряд телескопической формы; *б* — заряд с продольными щелями;
в — заряд со звездообразным каналом

Горение таких зарядов происходит по внутренним поверхностям, в то время как внешняя, а иногда и торцовые поверхности покрыты инертной бронировкой (рис. 10.13). Заряд также может быть скреплен с внутренней поверхностью камеры сгорания.

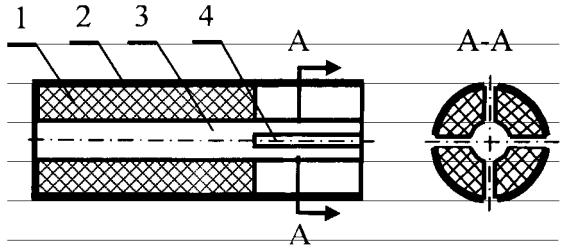


Рис. 10.13. Заряд с продольными щелями:
1 — топливо; 2 — бронировка; 3 — центральный канал; 4 — щель

Если исключить прямое воздействие горячих газов на стенку корпуса твердотопливного двигателя, то этот корпус можно делать из неметаллических материалов. При этом изготовление таких корпусов может быть обеспечено намоткой стекловолокна, пропитанного эпоксидной смолой, непосредственно на внешнюю поверхность топливного заряда [15].

При изготовлении твердотопливных ракетных блоков больших габаритов их корпуса, как правило, делают многосекционными, как это показано на рис. 10.14. На этом рисунке введены следующие обозначения: *1* - днище с воспламенителем; *2* - секция РДТТ; *3* - бронировка зарядов.

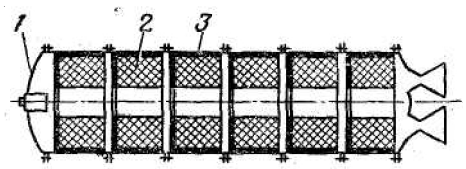


Рис. 10.14. Компоновочная схема многосекционного твердотопливного двигателя

Например, многосекционные корпуса твердотопливных ракетных блоков используются на боковых ускорителях Спейс Шаттл.

10.3. Компоновка переходных отсеков

Компоновочные схемы переходных отсеков между ступенями ракеты-носителя определяются схемой разделения ступеней.

10.3.1. Схема с холодным разделением

Если выбрана схема с холодным разделением, то переходным отсеком может служить оболочка хвостового отсека второй ступени, которая должна сбрасываться либо вместе с отделением блока первой ступени ракеты-носителя, либо вскоре после его отделения (рис.10.15, *а*).

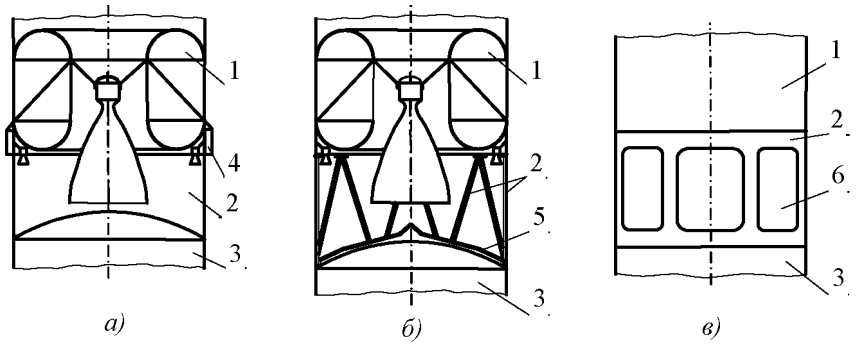


Рис. 10.15. Схемы переходных отсеков:
а - с холодным разделением; *б* - с горячим разделением (с фермой);
в - с горячим разделением (с люками);

На этом рисунке введены следующие обозначения: *1* - ракетный блок верхней ступени; *2* - переходный отсек; *3* - ракетный блок нижней ступени; *4* - ракетный двигатель твердого топлива (РДТТ) для создания начальной перегрузки при запуске основного двигателя; *5* - переходная ферма; *6* - люки, открывающиеся газами двигателя («вышибные окна»).

В этом случае на ракете-носителе следует предусмотреть установку РДТТ на отделяемом ракетном блоке для его торможения и установку РДТТ на ракетном блоке, маршевые двигатели которого должны запускаться (для обеспечения начального ускорения и прилива топлива к заборным устройствам перед запуском маршевых двигателей).

10.3.2. Схема с горячим разделением

Если выбрана схема с горячим разделением, то необходим специальный переходной отсек, который служит не только для соединения блоков ракеты-носителя, но и для выхода газов двигателя.

Переходный отсек может быть выполнен в виде ферменной конструкции (рис. 10.15, *б*) или в виде подкрепленной обечайки с люками, которые отбрасываются при повышении давления в переходном отсеке (рис. 10.15, *в*).

Поверхности нижнего ракетного блока, примыкающие к соплу запускаемого двигателя, должны быть экранированы прочным теплозащитным отражателем. Иначе огненная струя газов из сопла работающего двигателя может прожечь стенку отсека, расположенного ниже, и разделение ракетных блоков будет нештатным.

Срез сопла запускаемого двигателя должен отстоять от теплозащитного отражателя на некотором расстоянии. Расстояние l_c между срезом сопла двигателя и защитным экраном определяется из условия равенства суммарной площади s_c среза сопла двигателя, из которого истекают газы, и площади $S_c^{бц}$ боковой цилиндрической поверхности, построенной на срезе сопла двигателя или на приведенной к кругу суммарной площади среза сопла двигателя, если двигатель многокамерный (рис. 10.16), то есть $S_c^{бц} = s_c$.

Учитывая, что $s_c = \dfrac{\pi \cdot d_c^2}{4}$, где d_c^2 - диаметр сопла двигателя и $S_c^{бц} = \pi \cdot d_c \cdot l_c$, можно получить

$$l_c \geq 0,25 \cdot d_c \ . \qquad (10.16)$$

Для определения длины переходного отсека необходимо добавить к расстоянию l_c высоту защитного экрана (который определяется габа-

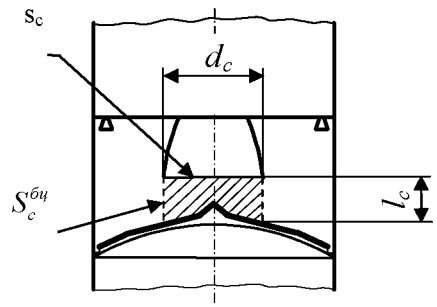


Рис. 10.16. Расчетная схема для определения длины переходного отсека

ритами верхнего днища отделяемого ракетного блока) и размер выступа сопловой части двигателя (из донной защиты хвостового отсека верхней ступени ракеты-носителя, если он имеется).

10.4. Компоновка приборных отсеков

Основные требования к приборным отсекам

1. Минимальные габариты (в частности, длина).
2. Доступ к приборам во время эксплуатации ракеты-носителя (достаточное количество люков).
3. Возможность быстрой замены приборов.
4. Размещение части приборов в межбаковых отсеках.

Длина приборного отсека определяется по зависимости

$$L_{ПО} = \frac{4 \cdot W_{ПО}}{\pi \cdot D^2}, \qquad (10.17)$$

где $W_{ПО}$ - объем приборного отсека, рассчитанный по формуле (9.5).

Компоновочные схемы приборных отсеков представлены на рис. 10.17.

На этом рисунке введены следующие обозначения: *1* - защитный экран; *2* - приборный отсек; *3* - зона размещения приборов; *4* - днище бака; *5* - бак топливный; *6* - приборы; *7* - крышка люка приборного отсека; *8* - элементы крепления стенки приборного отсека; *9* - несущая конструкция приборного отсека (подкрепленная обечайка); *10* - стенки приборного отсека

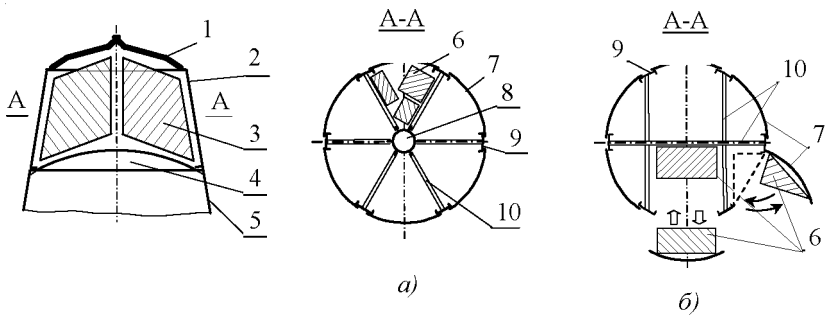


Рис. 10.17.Компоновочные схемы приборных отсеков:
а - приборный отсек с центральным силовым элементом;
б - приборный отсек с главной и вспомогательными стенками

При компоновке приборных отсеков следует учитывать геометрию сопрягаемых отсеков (например радиус днища бака, над которым расположен приборный отсек, внутреннее пространство защитного экрана и т.п.)

Схемы расположения приборов в межбаковых отсеках представлены на рис. 10.18. На этом рисунке введены следующие обозначения: *1* - верхний бак; *2* - крышка люка; *3* - рама для установки приборов; *4* - зоны установки приборов; *5* - нижний бак.

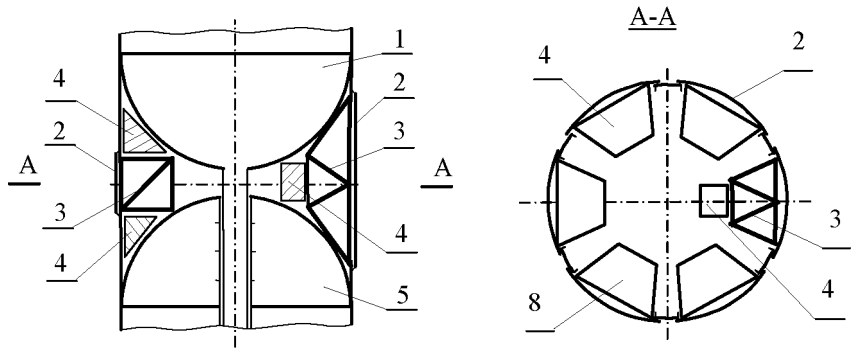


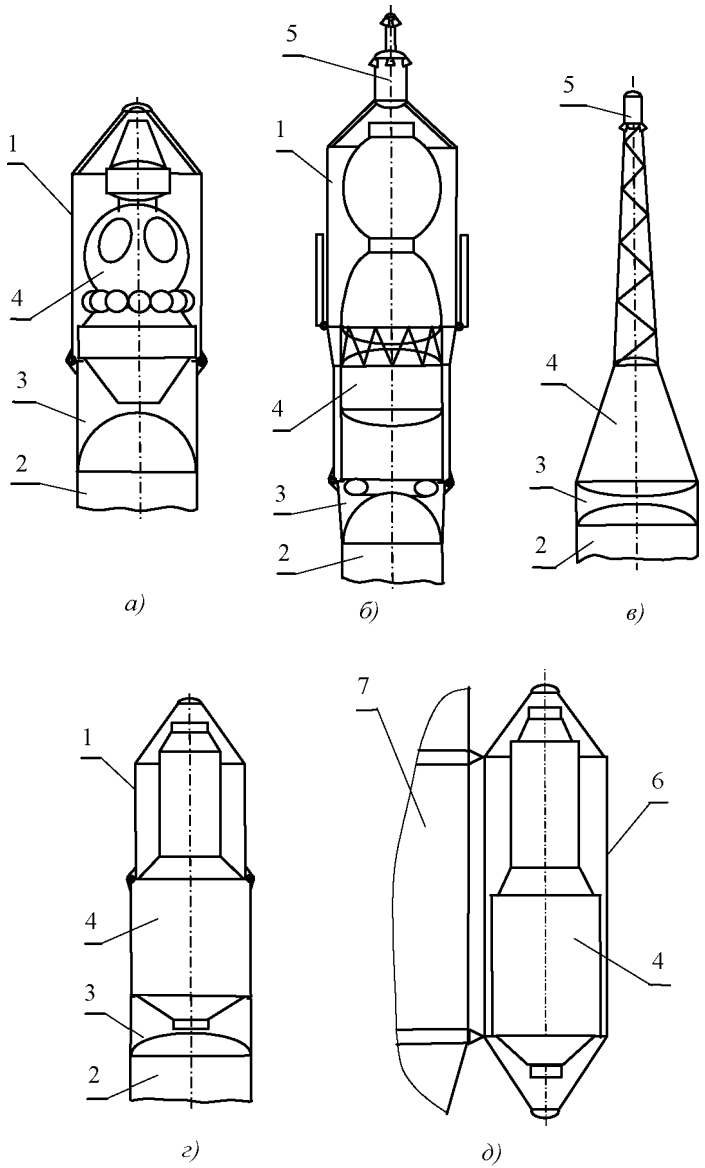
Рис. 10.18. Схемы расположения приборов в межбаковых отсеках

10.5. Компоновка переходных отсеков и головных обтекателей

Основные требования к переходным отсекам и обтекателям

1. Минимальные габариты (в частности, длина).
2. Доступ к наиболее ответственным элементам полезной нагрузки во время подготовки ракеты-носителя к пуску.
3. Возможность термостатирования полезной нагрузки перед пуском.
4. Надежная схема сброса головного обтекателя.
5. Возможность установки системы аварийного спасения при запуске пилотируемых кораблей.

Возможные схемы компоновки переходных отсеков и головных обтекателей приведены на рис. 10.19. На этом рисунке введены следующие обозначения: *1* - головной обтекатель; *2* - верхний бак ракеты-носителя; *3* - переходник; *4* - полезная нагрузка; *5* - двигатель системы аварийного спасения; *6* - контейнер полезной нагрузки; 7 – центральный блок.



а) *б)* *в)* *г)* *д)*

Рис. 10.19. Возможные схемы компоновки переходных отсеков, головных обтекателей и контейнеров полезной нагрузки:
а - КА «Зенит»; *б* - КА «Союз»; *в* - КА «Джемени»; *г* - блок орбитальной станции; *д* - полезная нагрузка РН «Энергия»

11. УТОЧНЕНИЕ КОМПОНОВОЧНОЙ СХЕМЫ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Процесс уточнения компоновочной схемы является творческим. Рассмотрим методику уточнения компоновочной схемы ракеты-носителя на примере, рассмотренном в учебнике [19].

Пусть предварительная компоновка проведена и представлена на схеме рис. 11.1. На этой схеме цифрами обозначены следующие составные части ракеты: *1* – головной обтекатель; *2* – приборный отсек; *3* – топливный отсек второй ступени; *4* - переходный отсек; *5* – переходный отсек; *6* – топливный отсек первой ступени; *7* – хвостовой отсек.

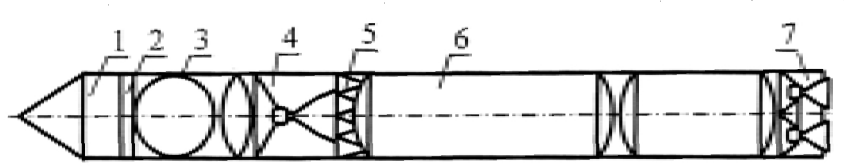


Рис. 11.1. Предварительная компоновочная схема

Методика уточнения компоновочной схемы

1. Если диаметр корпуса ракеты-носителя неприемлем для верхних ступеней, например, топливные баки вырождаются в чечевицеобразные, как это схематично показано на рис. 11.1, то необходимо провести перекомпоновку верхней ступени ракеты-носителя. Примеры перекомпоновок приведены ниже в пунктах а), б) и в).

а) Уменьшается диаметр верхних блоков, как это схематично показано на рис. 11.2. Однако уменьшение диаметра верхних блоков приводит к уменьшению диаметра обтекателя и, следовательно, уменьшению габаритов полезной нагрузки. Этот подход приемлем к ракетам-носителям с большими габаритами, например, таких как “Сатурн-V”.

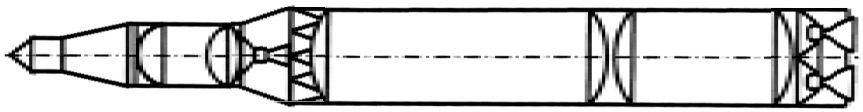


Рис. 11.2. Компоновочная схема с уменьшенными диаметрами верхних ступеней

б) Совмещаются днища баков верхних ступеней, как это схематично показано на рис. 11.3.



Рис. 11.3. Компоновочная схема с совмещенными днищами баков верхней ступени

в) Совмещаются топливный и двигательный отсеки путем размещения двигателя в центре кольцевых баков или баков в форме тора, как это схематично показано на рис. 11.4.



Рис. 11.4. Размещение двигателя в центре кольцевых баков

2. Если полученная компоновка не обеспечивает допустимой «разбежки» центра масс (ЦМ) и центра давления (ЦД) в момент прохождения ракетой больших скоростных напоров, то проводится уточнение компоновки, изложенное ниже в пунктах а)… д).

а) Вводится конический хвостовой отсек, как это схематично показано на рис. 11.5.

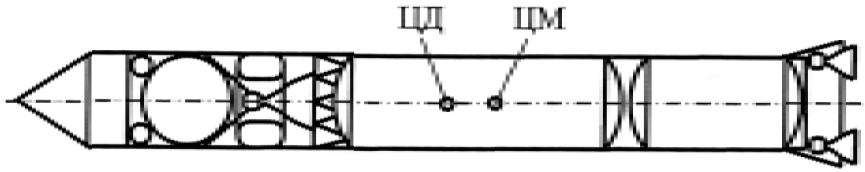


Рис. 11.5. Введение конического хвостового отсека

Рассмотрим пример определения диаметра конической части хвостового отсека в первом приближении (рис. 11.6).

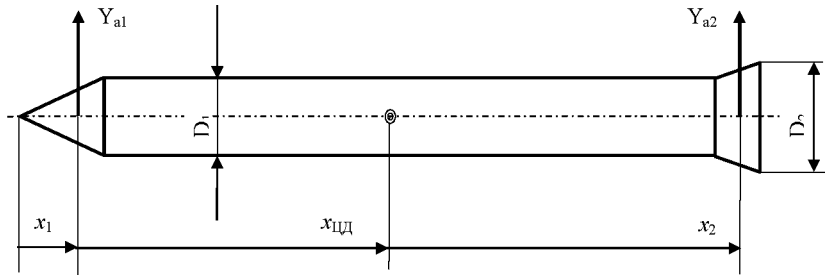


Рис. 11.6. Схема для определения диаметра конусной нижней части хвостового отсека

Учитывая, что наибольшие по значению аэродинамические нормальные силы действуют на конических участках корпуса ракеты-носителя, в качестве грубого приближения для оценки координаты центра давления можно воспользоваться условными центрами площадей конических участков корпуса. Покажем это на примере двух конусных участков на корпусе ракеты (см. рис. 11.6).

Центр давления всего летательного аппарата определяется по следующей формуле:

$$x_{ЦД} = \frac{\sum_{i=1}^{n}\left(Y_i \cdot x_i\right)}{\sum_{i=1}^{n} Y_i}. \qquad (11.1)$$

где x_i - координата условного центра (средней точки) площади i-го конуса.

Подъемные силы на конусных частях ракеты в первом приближении равны

$$Y_1 = c_y \cdot q \cdot S_1; \qquad (11.2)$$

$$Y_2 = c_y \cdot q \cdot S_2; \qquad (11.3)$$

где c_y - коэффициент подъемной силы;

q - скоростной напор;

S_1 - площадь проекции конической поверхности обтекателя на плоскость, перпендикулярную продольной оси ракеты;

S_2 - площадь проекции конической поверхности хвостового отсека на ту же плоскость.

С учетом (11.2) и (11.3) выражение (11.1) преобразуется к виду

$$x_{ЦД} = \frac{\sum_{i=1}^{n}\left(c_y \cdot q \cdot S_i \cdot x_i\right)}{\sum_{i=1}^{n} c_y \cdot q \cdot S_i} = \frac{c_y \cdot q \cdot \sum_{i=1}^{n}\left(S_i \cdot x_i\right)}{c_y \cdot q \cdot \sum_{i=1}^{n} S_i} = \frac{\sum_{i=1}^{n}\left(S_i \cdot x_i\right)}{\sum_{i=1}^{n} S_i}, \qquad (11.4)$$

где S_i - площади проекции конической поверхности обтекателя или корпуса ракеты на плоскость, перпендикулярную продольной оси ракеты;

n – количество конических участков корпуса ракеты.

Момент времени, соответствующий максимальному скоростному напору, примерно соответствует половине времени активного полета первой ступени, и в этот момент времени координата центра масс $x_{ЦМ}$ должна по возможности совпадать с координатой центра давления $x_{ЦД}$.

В первом приближении принимается, что центр масс ракеты располагается в середине длины ракеты (более точное определение центра масс ракеты проводится на последующих этапах проектирования по результатам составления центровочной ведомости).

Площади конических участков корпуса ракеты подбираются из условия нахождения центра давления также примерно в середине ракеты по ее длине.

Для того чтобы центр давления находился в середине ракеты по ее длине, необходимо, чтобы аэродинамические силы, а следовательно, и площади проекций конического обтекателя и конического участка хвостового отсека, были примерно равны между собой, то есть $S_1 = S_2$.

Учитывая, что $S_1 = \frac{\pi \cdot D_1^2}{4}$ и $S_2 = \frac{\pi \cdot D_2^2}{4} - \frac{\pi \cdot D_1^2}{4}$, и приравнивая значения этих площадей между собой, получаем $\frac{\pi \cdot D_1^2}{4} = \frac{\pi \cdot D_2^2}{4} - \frac{\pi \cdot D_1^2}{4}$.

Решаем это уравнение относительно D_2, приходим к следующей формуле для расчета нижнего диаметра хвостового отсека:

$$D_2 = \sqrt{2} \cdot D_1. \qquad (11.5)$$

б) Вводятся конические обтекатели сопловых частей двигательной установки, как это схематично показано на рис. 11.7.

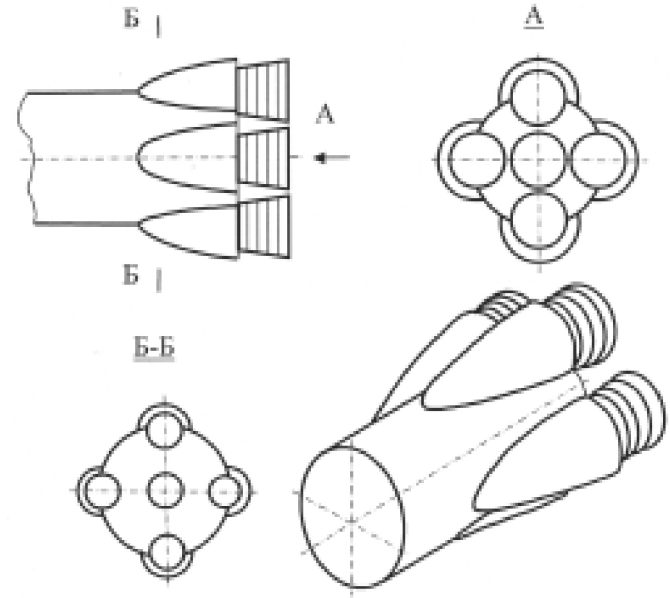


Рис. 11.7. Введение конических обтекателей сопловых частей ДУ

Подъемная аэродинамическая сила на таких обтекателях подсчитывается, как на конусе, с площадью миделя, равной площади проекций всех обтекателей на плоскость, перпендикулярную продольной оси ракеты-носителя.

в) Вводятся дополнительные днища в топливных баках и организуется расход компонентов топлива сначала из нижних частей баков, а затем - из верхних, как это показано на рис. 11.8.

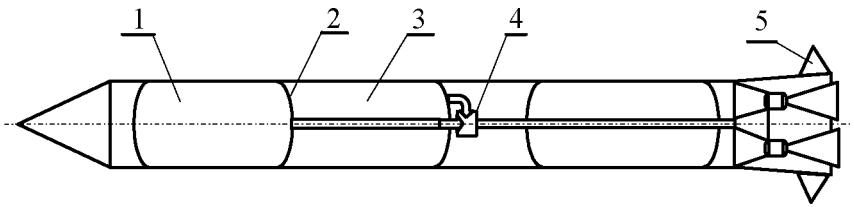


Рис. 11.8. Компоновочная схема ракеты с дополнительными днищами в топливном баке:
1 - верхняя часть бака окислителя; *2* - дополнительное днище;
3 - нижняя часть бака окислителя; *4* - перепускной клапан; *5* – стабилизаторы

Вследствие этого центр масс смещается вперед в момент прохождения максимальных скоростных напоров и обеспечивается статическая устойчивость ракеты.

Такая схема была реализована в 50-х годах 20-го века в СССР на баллистической ракете 8К63, главный конструктор М. К. Янгель.

г) Вводятся стабилизаторы (обычные крылья небольшого размера), которые устанавливаются на корпусе хвостового отсека, как это показано на рис. 11.8, позиция *5*, или вводятся решетчатые крылья, как это схематично показано на рис. 11.9.

Следует отметить, что решетчатые крылья очень эффективны с точки зрения создания стабилизирующей аэродинамической силы на единицу площади этих крыльев.

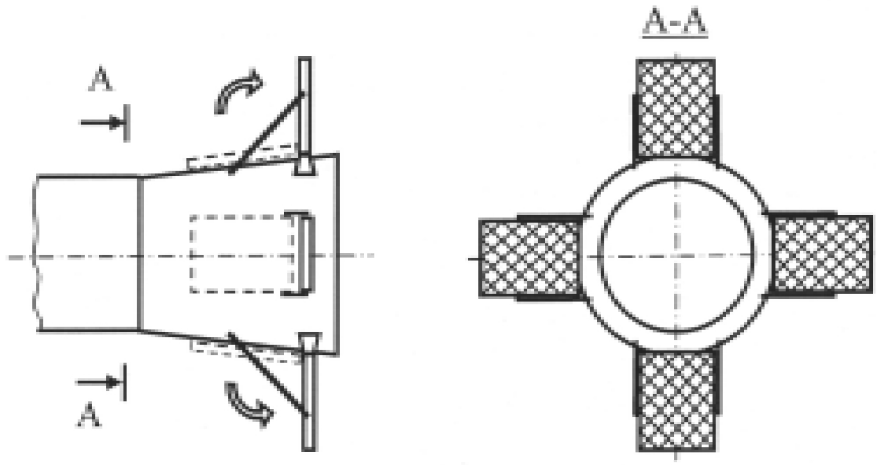


Рис. 11.9. Введение решетчатых крыльев

3. Производится (по возможности) уплотнение хвостовых, межбаковых, приборных и переходных отсеков. Уточняются сбрасываемые элементы и выделяются на компоновочной схеме. Направления основных силовых потоков показываются на схеме стрелками. Пример уточненной компоновочной схемы ракеты-носителя приведен на рис. 11.10.

Следует отметить, что наиболее плотная компоновка характерна для баллистических ракет, созданных для пуска с подводных лодок.

4. Предусматривается разгрузка несущих топливных баков первой ступени с помощью давления наддува.

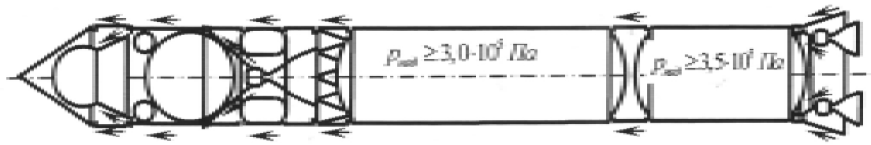


Рис. 11.10. Пример уточненной компоновочной схемы ракеты носителя

Давление наддува рассчитывается из условия компенсации сжимающих напряжений в баках при наиболее неблагоприятных сочетаниях внешних нагрузок, воздействующих на ракету при ее эксплуатации. Методика определения давления наддува рассматривается далее в разд. 12 “Расчет масс основных элементов конструкций ракеты-носителя”. Здесь лишь отметим, что давление наддува в баках должно быть не меньше давления, при котором обеспечивается бескавитационный режим работы турбины двигательной установки. Поэтому в первом приближении давление наддува принимается по статистике следующим: $p_{над} \geq 3,0...3,5 \cdot 10^5\ Па$.

5. Если диаметры корпуса и ракетных блоков велики, например не вписываются во внутренние габариты железнодорожного вагона, то необходимо перейти к пакетной схеме или применять другие способы перевозки ракеты на космодром.

При выборе пакетной схемы с точки зрения экономики желательно, чтобы конструкция боковых блоков была одинакова (унифицирована). Еще лучше, если удается сделать и центральный блок одинаковым по конструкции с боковыми блоками. В этом случае открываются пути к созданию так называемого семейства ракет-носителей, первые и вторые ступени которых можно создать на базе одного унифицированного ракетного блока.

Примеры семейств ракет-носителей приведены в разд. 16 настоящего учебного пособия.

Для пакетной схемы перспективным считается организация перелива топлива из боковых блоков в центральный блок. В этом случае вторая ступень (после отделения боковых блоков) начинает работу как бы заново, с баками, полностью заполненными топливом.

Если в ракете-носителе имеется четыре или шесть боковых блоков, то целесообразнее организовать перелив топлива и отделение боковых ракетных блоков по парам по мере выработки из них топлива.

При этом перелив топлива следует организовать следующим образом. В процессе работы двигателей всех (или части) ракетных блоков топливо переливается из пары боковых блоков, которые будут отделяться первыми, в центральный блок. В боковые же блоки, которые

будут отделяться позже, топливо переливается из центрального блока. После выработки топлива из первой пары боковых блоков они отделяются и ракета-носитель начинает работу с оставшимися ракетными блоками, полностью заправленными топливом. Затем топливо начинает переливаться из оставшихся боковых блоков в центральный блок. После выработки топлива из оставшихся боковых блоков они отделяются и ракета-носитель продолжает полет с полными топливными баками.

Таким образом, в данном разделе обсуждена методика, с помощью которой можно уточнить компоновочную схему проектируемой ракеты на ранних этапах проектирования.

12. РАСЧЕТ МАСС ОСНОВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Расчет масс основных элементов конструкции ракеты-носителя производится с разной степенью точности в зависимости от этапа проектирования.

1. Предварительный расчет (первое приближение).
2. Проектировочный расчет (второе приближение).
3. Детальный расчет.

Рассмотрим первые два этапа подробнее.

12.1. Предварительный расчет масс основных элементов конструкции ракеты-носителя

На этом этапе используются статистические данные по относительным массам элементов конструкции ракеты-носителя.

Масса конструкции типового ракетного блока включает следующие составляющие.

1. Масса хвостового отсека

Если ракета на старте опирается на корпус хвостового отсека или силовые потоки от двигателей передаются через корпус хвостового отсека, то масса этого корпуса считается пропорциональной стартовой массе ракеты:

$$m_{XOi} = k_{XOi} \cdot m_{0i}, \qquad (12.1)$$

где $k_{XOi} = 0,004...0,006$ - статистический коэффициент пропорциональности.

Если корпус хвостового отсека на старте не нагружен (ракета подвешена, например, за верхние переходные отсеки боковых блоков), то массу такого корпуса можно считать по той же зависимости (12.1), но принять коэффициент пропорциональности $k_{XOi} = 0,002...0,003$.

2. Масса двигателя

Если марка двигателя известна, то можно найти и массу двигателя. Если предполагается разрабатывать новый двигатель, то в первом приближении его масса рассчитывается на основе данных по изделиям-аналогам:

$$m_{ДУi} = \frac{\gamma_{ДУi} \cdot R_{ni}}{g_0}, \qquad (12.2)$$

где $\gamma_{ДУi}$ - относительная масса двигателя *i*-й ступени (отношение веса двигателя к его тяге).

Учитывая, что

$$R_{1n} = k_в \cdot R_{01} \text{ и } R_{01} = g_0 \cdot m_{01} \cdot n_{01},$$

получаем

$$m_{ДУi} = \frac{\gamma_{ДУi} \cdot R_{ni}}{g_0} = \frac{\gamma_{ДУi} \cdot k_в \cdot R_{01}}{g_0} = \frac{\gamma_{ДУi} \cdot k_в \cdot g_0 \cdot m_{01} \cdot n_{01}}{g_0} =$$

$$= \gamma_{ДУi} \cdot k_в \cdot m_{01} \cdot n_{01}. \qquad (12.3)$$

3. Массы окислителя и горючего считаются известными из предыдущих расчетов (см. формулы (9.22) и (9.23) для расчета масс окислителя и горючего при компоновке топливных отсеков). Напомним, что эти массы рассчитываются по следующим зависимостям:

$$m_Г = m_T \frac{1}{\kappa + 1};$$

$$m_{Ок} = m_T \cdot \frac{\kappa}{\kappa + 1}.$$

4. Масса конструкции топливных отсеков

Масса конструкции топливных отсеков считается пропорциональной массе топлива:

$$m_{TOi} = k_{TO} \cdot m_{Ti}, \qquad (12.4)$$

где m_{Ti} - масса топлива i-го ракетного блока;

$k_{ТО} = 0,02...0,04$ - коэффициент пропорциональности, который назначается по статистике.

5. Масса конструкции приборного отсека считается пропорциональной начальной массе ракеты-носителя m_{01} и максимальному значению перегрузки $n_{x1}^{\max}$, которое, как правило, имеет место на первой ступени:

$$m_{КПО} = k_{КПО} \cdot m_{01} \cdot n_{x1}^{\max}, \qquad (12.5)$$

где $k_{ПО} = 0,0005...0,0007$ - коэффициент пропорциональности, который назначается также по статистике.

Выразим максимальное значение перегрузки через известные проектные характеристики:

$$n_{x1}^{\max} = \frac{R_{1п}}{g_0 \cdot m_{1к}} = \frac{R_{1п}}{g_0 \cdot m_{01}} \cdot \frac{m_{01}}{m_{1к}} = \frac{k_в \cdot R_{01}}{g_0 \cdot m_{01}} \cdot z_1 = k_в \cdot n_{01} \cdot z_1, \qquad (12.6)$$

где $R_{1п}$ - тяга двигателей первой ступени в пустоте;

R_{01} - тяга двигателей первой ступени на поверхности Земли;

$m_{1к}$ - конечная масса первой ступени;

m_{01} - начальная масса первой ступени;

z_1 - число Циолковского первой ступени;

n_{01} - начальная перегрузка первой ступени;

$k_в$ - коэффициент высотности двигателя.

В первом приближении можно принять следующие значения проектных характеристик: $k_в \approx 1,15$; $n_{01} \approx 1,5$. Число Циолковского можно определить, зная начальную массу ступени и массу топлива первой ступени.

Подставляя (12.6) в (12.5), получаем

$$m_{КПО} = k_{КПО} \cdot m_{01} \cdot k_в \cdot n_{01} \cdot z_1. \qquad (12.7)$$

6. Масса приборов системы управления (для ракетного блока последней ступени ракеты-носителя) считается пропорциональной начальной массе этой ступени:

$$m_{СУ\,i} = k_{СУ\,i} \cdot m_{0i}, \qquad (12.8)$$

где $k_{СУ\,i} = 0,002...0,006$ - коэффициент пропорциональности.

12.2 Предварительная массовая сводка

По результатам предварительного расчета масс основных элементов конструкции ракеты-носителя составляется предварительная массовая сводка (в некоторой литературе – весовая сводка), которая выдается смежным подразделениям проектной организации перед началом этапа «Разработка эскизного проекта».

Такая сводка приведена в табл. 12.1 для одной из баллистических ракет, созданных для пуска с подводных лодок. Компоновочная схема этой ракеты показана на рис. 12.1.

На этом рисунке показаны следующие позиции: *1* – головная часть; *2* – приборный отсек; *3*- переходный отсек; *4*, *5* – баки окислителя и горючего второй ступени; *6* – хвостовой отсек второй ступени; *7* – переходный отсек; *8, 9* – баки окислителя и горючего первой ступени; *10* – хвостовой отсек первой ступени. Длина ракеты составляет 19,8 м.

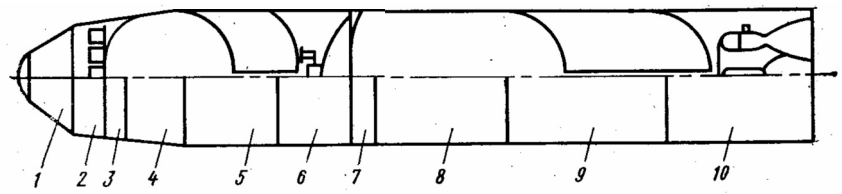


Рис. 12.1. Пример компоновочной схемы двухступенчатой баллистической ракеты с ЖРД для пуска с подводных лодок

Таблица 12.1

Предварительная массовая сводка

Наименование составной части	Масса, кг
Головной обтекатель	100
Полезная нагрузка	700
РБ второй ступени	
Переходник	50
Приборный отсек	80
Приборы СУ	200
Бак окислителя	190
Окислитель	4810
Бак горючего	130
Горючее	1720
Хвостовой отсек	80
Двигатель	70
Сумма по РБ второй ступени	7330
Вторая ступень	8130
РБ первой ступени	
Переходник	100
Бак окислителя	580
Окислитель	9350
Бак горючего	380
Горючее	3340
Хвостовой отсек	400
Двигатель	400
Сумма по РБ первой ступени	14550
Ракета-носитель в целом	22680

Следует заметить, что на последующих этапах проектирования, а именно, на этапе выпуска эскизного проекта, когда определены предварительные нагрузки, конструктивно-компоновочная схема, пневмогидравлическая схема, приборный состав систем измерений и управления, предварительная массовая сводка корректируется (по материалам эскизного проекта) и она уже носит название «Лимитно-массовая сводка».

12.3. Проверка значений конструктивных характеристик ракетных блоков

Цель этой проверки – выявить соответствие или несоответствие выбранных по изделиям-аналогам конструктивных характеристик ракетных блоков со значениями этих характеристик, полученных в результате расчета масс конструкций ракеты-носителя.

Напомним, что конструктивная характеристика ракетного блока подсчитывается по одной из следующих зависимостей (которые равносильны):

$$s = \frac{m_Б}{m_K} = \frac{m_Б}{m_Б - m_T} = \frac{m_K + m_T}{m_K}, \qquad (12.9)$$

где $m_Б$ - масса ракетного блока с топливом;

m_K - масса конструкции ракетного блока;

m_T - масса топлива в ракетном блоке.

Масса каждого из ракетных блоков рассчитывается по следующей зависимости:

$$m_Б = m_{ХО} + m_{ДУ} + m_{бГ} + m_{МО} + m_{бОк} + m_T + m_{КПО} + m_{СУ} + m_{ПерО} + m_{ГО},$$

где $m_{ХО}$ - масса корпуса хвостового отсека;

$m_{ДУ}$ - масса двигательной установки;

$m_{бГ}$ - масса бака горючего;

$m_{МО}$ - масса межбакового отсека;

$m_{бОк}$ - масса бака окислителя;

m_T - масса топлива;

$m_{КПО}$ - масса корпуса приборного отсека (если он имеется в блоке);

$m_{СУ}$ - масса приборов системы управления;

$m_{ПерО}$ - масса переходного отсека;

$m_{ГО}$ - масса головного обтекателя.

Следует отметить, что при расчете конструктивных характеристик ракеты массу головного обтекателя, массу хвостового отсека второй ступени и массу переходного отсека (от первой ко второй ступени) целесообразно отнести к массе ракетного блока первой ступени, так как в первом приближении можно считать, что сброс этих элементов и разделение первой и второй ступеней ракеты происходит примерно в одно и то же время.

Массу переходного отсека последней ступени (от последней ступени к полезной нагрузке и головному обтекателю) следует отнести к массе конструкции последней ступени ракеты-носителя.

После расчета конструктивных характеристик ракетных блоков по формуле (12.9) производится сравнение со значениями конструктивных характеристик ракетных блоков, выбранных по изделиям-аналогам. При отклонении результатов более чем на 10% проводится вторая итерация расчета масс блоков, в которой уже необходимо использовать расчетные значения конструктивных характеристик ракетных блоков по результатам расчета в первой итерации.

12.4. Проектировочный расчет масс составных частей ракеты-носителя

Проектировочный расчет масс элементов конструкций ракеты-носителя включает в себя следующие этапы:

- выбор расчетных случаев;
- расчет нагрузок, действующих на ракету-носитель;
- выбор расчетных сечений ракеты-носителя;
- расчет осевых сил в сечениях ракеты;
- расчет изгибающих моментов:
- расчет приведенной сжимающей силы;

- расчет давления наддува баков;
- расчет массы баков;
- расчет массы сухих отсеков;
- расчет прочих масс ракеты-носителя;
- проверка значений конструктивных характеристик ракетных блоков.

Рассмотрим эти этапы расчета последовательно на примере ракеты с последовательным соединением ступеней и цилиндрическими баками с днищами, выполненными в форме части сферы.

12.4.1. Выбор расчетных случаев

Как показывает практика проектирования, массы силовых элементов конструкции ракеты-носителя в основном определяются нагрузками, действующими на ракету в момент прохождения максимального скоростного напора со случайным порывом ветра. Направление ветра - перпендикулярно продольной оси РН.

Для типовых ракет-носителей этот расчетный случай соответствует следующим частным характеристикам:

высота полета $H \approx 10...12\,км$;

плотность атмосферы $\rho \approx 0,400\,кг/м^3$;

скорость ракеты-носителя

$V \approx 2 \cdot M = 2 \cdot a \approx 2 \cdot 300 = \ = 600\,м/с$,

где M - число Маха;

$a \approx 300\,м/с$ – скорость звука на высоте полета ракеты;

программный угол атаки $\alpha_{пр} = 0^\circ$;

скорость порыва ветра $u = 90\,м/с$.

Максимальный скоростной напор составит:

$$q_{\max} = \frac{\rho \cdot V^2}{2} = \frac{0,400 \cdot 600^2}{2} = 0,720 \cdot 10^5\ Па$$

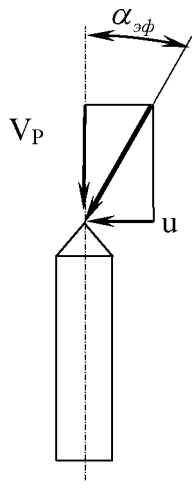


Рис. 12.2. Схема для определения эффективного угла атаки

Эффективный угол атаки от порыва ветра определяется по следующей зависимости (рис. 12.2):

$$\alpha_{эф} = \text{arctg}\left(\frac{u}{V}\right) \approx \frac{u}{V} \qquad (12.10)$$

В нашем случае $\alpha_{эф} \approx \frac{u}{V} = \frac{90}{600} = 0{,}15\ рад$.

Однако такой угол атаки считается большим. Он приводит к возникновению большой подъемной силы на конусной части головного обтекателя и, следовательно, к возникновению больших по значениям изгибающих моментов в сечениях ракеты. Это, в свою очередь, вызывает необходимость увеличения сечений силовых конструктивных элементов, воспринимающих эти нагрузки, и следовательно, увеличения массы конструкции ракеты в целом.

Для уменьшения изгибающих моментов в сечениях ракеты в состав средств бортового управления вводят бортовую систему ограничения поперечных перегрузок. Суть работы этой системы заключается в следующем. В процессе прохождения максимальных скоростных напоров и воздействий порыва ветра в корпусе ракеты появляются поперечные (боковые) перегрузки. При достижении заранее определенных значений поперечных перегрузок включаются управляющие двигатели ракеты, которые "помогают" ракете перейти в так называемое "флюгерное положение". Эффективный угол атаки уменьшается, снижается подъемная сила и, следовательно, силовые элементы ракеты разгружаются. Восстановление программного угла тангажа происходит после угасания порыва ветра. Реально с помощью такого рода систем уменьшить эффективный угол атаки от порывов ветра до 2…3°.

12.4.2. Расчет нагрузок, действующих на РН

Примем следующие допущения.

1. В приближенных расчетах считается, что аэродинамические силы приложены в основном к конусным частям ракеты, решетчатым крыльям или стабилизаторам (рис. 12.3).

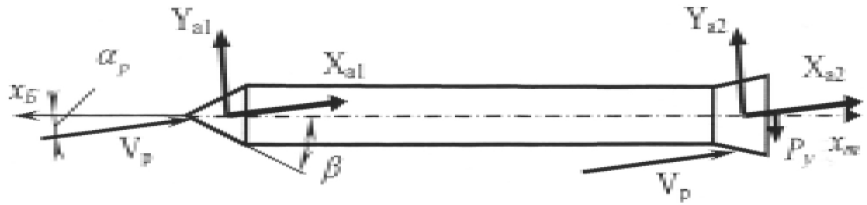


Рис. 12.3. Схема для расчета нагрузок от аэродинамических сил

2. Сила лобового сопротивления направлена по оси ракеты, а подъемная сила перпендикулярна продольной оси ракеты (так как угол атаки мал).

3. Касательные напряжения, вызванные действием перерезывающих сил, малы по сравнению с напряжениями, действующими от продольных сил и изгибающих моментов. Поэтому перерезывающие силы не рассматриваем.

Аэродинамическая сила сопротивления определяется по следующей зависимости:

$$X_a = c_x \cdot q_{\max} \cdot S_M, \qquad (12.11)$$

где S_M - площадь миделя ракеты (в данном случае площадь поперечного сечения цилиндрической части ракеты);

c_x - коэффициент лобового сопротивления.

Для конических частей ракеты и для скорости $\geq 2 \cdot M$ коэффициент лобового сопротивления может быть определен по приближенной зависимости

$$c_x = 2 \cdot \left(\beta^2 + \frac{\alpha^2}{2}\right) \approx 2 \cdot \beta^2, \qquad (12.12)$$

где β - угол полураствора конуса головного обтекателя (см. рис. 12.3).

Здесь учтено то, что угол атаки при прохождении максимального скоростного напора мал и значительно меньше угла полураствора конуса обтекателя.

Аэродинамическая подъемная сила определяется по зависимости

$$X_a = c_y \cdot q_{\max} \cdot S_M \,, \qquad (12.13)$$

где c_y - коэффициент подъемной силы.

Для конических частей ракеты и для скорости коэффициент подъемной силы может быть определен по следующей приближенной зависимости:

$$c_y \approx 3 \cdot \alpha \,, \qquad (12.14)$$

где α - угол атаки, который при прохождении максимальных скоростных напоров считается равным эффективному углу атаки $\alpha_{эф}$.

12.4.3. Выбор расчетных сечений ракеты-носителя

При проектном расчете можно определять нагрузки в ограниченном количестве сечений, элементы которых в основном определяют погонные массы ракеты-носителя. К таким сечениям, прежде всего, относятся сечения в нижней части головного обтекателя, в нижней части каждого из баков ракеты и сечения сухих отсеков, примыкающих к этим бакам.

12.4.4. Расчет осевых сил в сечениях

Продольная сила, действующая на верхнюю отсеченную часть ракеты-носителя, определяется по следующей формуле (рис. 12.4):

$$N = -X_a - m_{оч} \cdot n_x \cdot g_0 \,, \qquad (12.15)$$

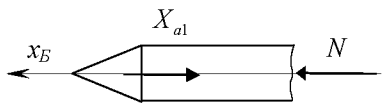


Рис. 12.4. Схема для оценки продольных сил в сечении ракеты

где $m_{оч}$ - масса отсеченной части ракеты-носителя;

n_x - продольная перегрузка в рассматриваемый момент времени.

Если рассматриваемое сечение находится ниже баков, из которых расходуется топливо, то при расчете массы отсеченной части бака необходимо учесть расход компонентов топлива:

$$m_{оч}\left(t_q\right) = m_{оч}\left(t_0\right) - \dot{m} \cdot t_q \,, \qquad (12.16)$$

где $m_{оч}\left(t_0\right)$ - масса отсеченной части без учета выработки топлива;

$\dot{m}$ - секундный расход топлива;

t_q - время полета ракеты, соответствующее прохождению максимального скоростного напора.

В первом приближении можно считать, что в момент прохождения максимального скоростного напора ($t_q \approx 50...60\,c$) баки первой ступени опорожнены наполовину.

Перегрузку в этот момент времени можно определить по зависимости

$$n_x = \frac{R}{m\left(t_q\right) \cdot g_0} = \frac{k_q \cdot R_0}{m\left(t_q\right) \cdot g_0} = \frac{k_q \cdot R_0}{\left(m_0 - \dot{m} \cdot t_q\right) \cdot g_0} =$$

$$= \frac{k_q \cdot n_0 \cdot m_0 \cdot g_0}{\left(m_0 - \dot{m} \cdot t_q\right) \cdot g_0} = \frac{k_q \cdot n_0}{\left(1 - \dfrac{\dot{m} \cdot t_q}{m_0}\right)} \,, \qquad (12.17)$$

где R - тяга двигателя на высоте, соответствующей максимальному скоростному напору (10…12 км);

$m\left(t_q\right)$ - масса ракеты в момент прохождения максимального скоростного напора;

R_0 - тяга двигателя на поверхности Земли;

k_q - коэффициент превышения тяги двигателя на высоте H_q, на которой на ракету воздействует максимальный скоростной напор, над тягой двигателя у поверхности Земли;

m_0 - начальная масса ракеты;

n_0 - начальная перегрузка ракеты.

Коэффициент превышения тяги двигателя на высоте 10…12 км можно принять равным 1,08…1,12.

Этот коэффициент можно найти следующим образом.

Тяга двигателя в пустоте и тяга двигателя на поверхности Земли связаны следующим образом:

$$R_n = k_в \cdot R_0, \qquad (12.18)$$

где $k_в$ - коэффициент высотности двигателя.

Разность между тягой двигателя в пустоте и тягой двигателя на поверхности Земли определяется:

$$\Delta R = R_n - R_0 = k_в \cdot R_0 - R_0 = (k_в - 1) \cdot R_0. \qquad (12.19)$$

Тяга двигателя на высоте H_q зависит от давления $p(H_q)$ на этой высоте и выражается следующим образом:

$$R(H_q) = R_n - \Delta R \cdot \frac{p(H_q)}{p_0}, \qquad (12.20)$$

где $p(H_q)$ - давление атмосферы на высоте H_q, на которой на ракету воздействует максимальный скоростной напор;

p_0 - давление атмосферы на поверхности Земли.

Подставляя (2.19) в (2.20), получаем

$$R(H_q) = R_n - (k_в - 1) \cdot \frac{p(H)}{p_0} \cdot R_0. \qquad (12.21)$$

Делим обе части на R_0, получаем

$$k_q = \frac{R(H_q)}{R_0} = \frac{R_n}{R_0} - (k_в - 1) \cdot \frac{p(H)}{p_0} = k_в - (k_в - 1) \cdot \frac{p(H)}{p_0}. \qquad (12.22)$$

Учитывая, что $k_в \approx 1,12...1,18$ и для высоты $H_q \approx 10...12\,км$ отношение $\frac{p(H)}{p_0} = \frac{0,40}{1,23} \approx 0,33$, можно получить пределы изменения коэффициента $k_q = 1,08...1,12$.

12.4.5. Расчет изгибающих моментов

Результирующая нормальная аэродинамическая сила Y_a приложена в центре давления ракеты с координатой $x_{ЦД}$ и показана на рис. 12.5 пунктирной линией.

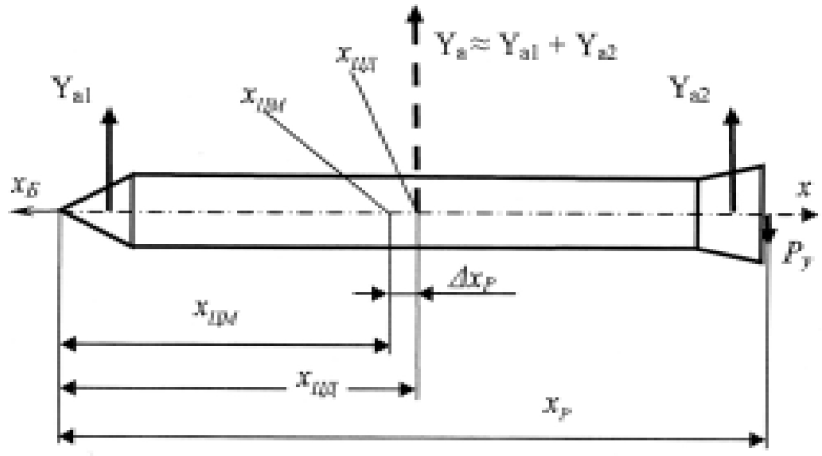


Рис. 12.5. Схема для расчета изгибающих моментов

Для того чтобы ракета при воздействии порывов ветра не изменила угол тангажа, необходимо, чтобы моменты от всех внешних сил были уравновешены:

$$Y_a \cdot \left(x_{ЦД} - x_{ЦМ}\right) = P_y \cdot \left(x_P - x_{ЦМ}\right), \qquad (12.23)$$

где P_y - сила двигателей управления.

Как указывалось ранее, в первом приближении можно считать, что центр масс ракеты при прохождении максимального скоростного напора располагается примерно в средней части ракеты по ее длине. Размеры конусных частей хвостовых отсеков или стабилизаторы выбираются таким образом, чтобы центр давления в тот же момент времени также находился вблизи центра масс ракеты. Поэтому значение $\left(x_{ЦД} - x_{ЦМ}\right)$ значительно меньше значения $\left(x_P - x_{ЦМ}\right)$, что равносильно утверждению, что значение P_y значительно меньше значения Y_a. Следовательно, в первом приближении силой можно пренебречь и считать

$$Y_{a1} \approx Y_{a2}. \qquad (12.24)$$

Условно также можно считать, что силы Y_{a1} и Y_{a2} уравновешиваются силами инерции, которые можно представить в виде распределенной нагрузки:

$$q_m = \frac{Y_1 + Y_2 + P_y}{L} \approx \frac{2 \cdot Y_1}{L}. \qquad (12.25)$$

В первом приближении представляем ракету в виде балки, на которую воздействуют сосредоточенные силы и распределенная нагрузка, показанные на рис. 12.6. Изгибающий момент можно определить по зависимости

$$M \approx Y_1 \cdot x - q_m \cdot x \cdot \frac{x}{2} = Y_1 \cdot x - \frac{2 \cdot Y_1}{L}\frac{x^2}{2} = Y_1 \cdot x \cdot \left(1 - \frac{x}{L}\right). \qquad (12.26)$$

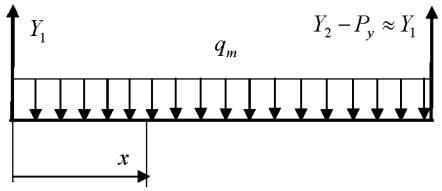


Рис. 12.6. Расчет изгибающих моментов

12.4.6. Расчет приведенной сжимающей силы

Напряжения в какой-либо точке конструкции на боковой поверхности корпуса ракеты будут определяться суммой напряжений от осевых сил и изгибающего момента:

$$\sigma = \sigma_N \pm \sigma_M = \frac{N}{F} \pm \frac{M}{W}. \qquad (12.27)$$

Напомним, что под приведенной сжимающей силой понимается сила, которая действовала бы по оси ракеты, если бы во всех точках рассматриваемого сечения действовали напряжения, равные наибольшим по значению сжимающим напряжениям.

В нашем случае приведенная сжимающая сила будет следующей (знак минус, указывающий, что это именно сжимающая сила, опущен):

$$N_{пр} = \sigma_{сж} \cdot F = \left|\frac{N}{F} + \frac{M}{W}\right| \cdot F = N + \frac{M}{W} \cdot F. \qquad (12.28)$$

Учитывая, что площадь сечения тонкостенного кольца $F = \pi \cdot D \cdot \delta$ и что момент сопротивления для тонкостенного кольца (рис. 12.7) будет определяться по следующей формуле, известной из курса сопротивления материалов:

$$W = \frac{\pi \cdot D^2 \cdot \delta}{4},$$

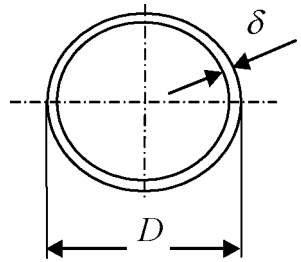


Рис. 12.7. Схема для расчета напряжений в корпусе ракеты

окончательно получаем

$$N_{пр} = N + \frac{4 \cdot M}{D}. \qquad (12.29)$$

12.4.7. Расчет давления наддува баков

Давление наддува баков определим из условия компенсации приведенной сжимающей силы силой растяжения от наддува баков, то есть

$$N_{пр} = N_{над}. \qquad (12.30)$$

Продольная сила растяжения, возникающая в баке от наддува, будет следующей:

$$N_{над} = p_{над} \cdot S = p_{над} \cdot \frac{\pi \cdot D^2}{4}. \qquad (12.31)$$

Подставляя (12.31) в (12.30) и разрешая относительно давления наддува, получаем

$$p_{над} = \frac{4 \cdot N_{пр}}{\pi \cdot D^2}. \qquad (12.32)$$

12.4.8. Расчет массы баков

Расчет массы цилиндрической части бака

Толщина бака рассчитывается в самом опасном сечении – в нижней его части. Давление в этой части бака складывается из давления наддува и гидростатического давления столба жидкости (компонента топлива), которое, в свою очередь, зависит от высоты компонента топлива над рассматриваемым сечением, плотности этого компонента и перегрузки в рассматриваемый момент времени:

$$p_б = p_{над} + h_T \cdot \rho_T \cdot g_0 \cdot n_x, \qquad (12.33)$$

где h_T - высота компонента топлива над рассматриваемым сечением;

ρ_T - плотность компонента топлива.

Высота компонента топлива над рассматриваемым сечением может быть рассчитана по зависимости

$$h_T = h_{T0} - h_{T0} \cdot \frac{t_q}{t_1} = h_{T0}\left(1 - \frac{t_q}{t_1}\right), \qquad (12.34)$$

где h_{T0} - высота столба жидкости (компонента топлива) полного бака;

t_1 - время работы первой ступени ракеты-носителя;

t_q - время, соответствующее моменту воздействия на ракету-носитель максимального скоростного напора.

В первом приближении можно принять, что высота компонента топлива над рассматриваемым сечением равна половине высоты цилиндрической части бака, так как в момент прохождения максимального скоростного напора баки, как упоминалось, опорожнены примерно наполовину.

Толщина стенки цилиндрического бака (в нижней его части) рассчитывается по следующей формуле, известной из теории безмоментных оболочек:

$$\delta_{цо} = \frac{f \cdot p_б \cdot D}{2 \cdot [\sigma]}, \qquad (12.35)$$

где $f = 1,2 \ldots 1,5$ – коэффициент безопасности;

D - диаметр цилиндрической части бака;

$[\sigma]$ - допустимое напряжение конструкционного материала стенки бака.

Удельная масса цилиндрической стенки бака может быть рассчитана по зависимости

$$m_{уд}^{цо} = \delta_{уд}^{цо} \cdot \rho_м, \qquad (12.36)$$

где $\rho_м$ - плотность конструкционного материала стенки бака.

Масса цилиндрической стенки бака может быть рассчитана по следующей зависимости:

$$m_{цо} = k_{цо} \cdot m_{уд}^{цо} \cdot S_{цо} = k_{цо} \cdot m_{уд}^{цо} \cdot \pi \cdot D \cdot l_{цо}, \qquad (12.37)$$

где $k_{цо} \approx 1,5$ - коэффициент, учитывающий массу арматуры бака (конструкция датчика расхода и опорожнения бака, кабельный желоб, трубопроводы системы автоматики и наддува и т.п.).

Расчет массы днищ бака

Толщина нижнего днища (в форме части сферы) рассчитывается также с учетом гидростатического столба жидкости (топлива) следующим образом:

$$\delta_{дн}^{н} = \frac{f \cdot p_{б} \cdot R_{дн}}{2 \cdot [\sigma]}, \qquad (12.39)$$

где $R_{дн}$ – радиус днища бака.

Давление $p_{б}$ рассчитывается с учетом высоты днища бака $h_{дн}$:

$$p_{б} = p_{над} + (h_{т} + h_{дн}) \cdot \rho_{т} \cdot g_{0} \cdot n_{x}.$$

Удельная масса оболочки нижнего днища бака может быть рассчитана по зависимости

$$m_{уд}^{ндн} = \delta_{дн}^{н} \cdot \rho_{м}. \qquad (12.39)$$

Масса оболочки нижнего днища бака может быть рассчитана так:

$$m_{дн}^{н} = k_{дн}^{н} \cdot m_{уд}^{ндн} \cdot S_{дн}, \qquad (12.40)$$

где $S_{дн} = 2 \cdot \pi \cdot R_{дн} \cdot h_{дн}$ - площадь сферического сегмента ($h_{дн}$- высота днища);

$k_{дн}^{н} \approx 1,5$ - коэффициент, учитывающий массу арматуры нижнего днища бака (заборное устройство, змеевик датчика расхода и опорожнения бака, сетка и т.п.).

Толщина верхнего днища (в форме части сферы) рассчитывается только от давления наддува:

$$\delta_{дн}^{в} = \frac{f \cdot p_{над} \cdot R_{дн}}{2 \cdot [\sigma]}. \qquad (12.41)$$

Удельная масса и масса оболочки нижнего днища бака могут быть рассчитаны так же, как и для верхнего днища:

$$m_{уд}^{вдн} = \delta_{дн}^{в} \cdot \rho_{м}, \qquad (12.42)$$

$$m_{дн}^{в} = k_{дн}^{в} \cdot m_{уд}^{вдн} \cdot S_{дн}, \qquad (12.43)$$

где $k_{дн}^{в} \approx 1,5$ - коэффициент, учитывающий массу арматуры бака (люк-лаз, дренажно-предохранительный клапан, раструб наддува и т.п.).

Расчет массы бака в целом

Расчет массы бака в целом производится путем суммирования составных масс бака (цилиндрической части и днищ).

Уточненные расчеты массы бака

Выше была представлена методика расчета массы бака, состоящего из трех составных частей: цилиндрической части бака и двух днищ. Причем массы более мелких составных частей учитывались интегрально в составе цилиндрической части бака и двух днищ с помощью коэффициентов $k_{цо} \approx 1,5$ и $k_{дн}^{н} \approx 1,5$.

При уточненных расчетах массы бака не ограничиваются делением бака на указанные три составные части, а рассматриваются более детальные составные части этих отсеков:

- массы шпангоутов баков;
- массы магистральных трубопроводов;
- массы тоннельных трубопроводов;
- массы системы наддува (шаров-баллонов с запасами газа для наддува баков, раструбов наддува и пр.);
- массы люков-лазов;
- массы дренажно-предохранительных клапанов;
- массы заправочной арматуры и пр.

При таком уточненном расчете массы цилиндрической части бака и двух днищ будут рассчитываться по методике, приведенной выше, однако коэффициенты, учитывающие составные части, следует брать следующими: $k_{цо} \approx 1,2$ и $k_{дн}^{н} \approx 1,2$.

Приведем методики расчета массы шпангоутов, массы магистральных трубопроводов и массы тоннельных трубопроводов баков. Методики расчета остальных составных частей баков можно найти в литературе по проектированию ракет.

Расчет массы шпангоутов бака

Расчетная схема представлена на рис. 12.8.

Расчет массы шпангоутов производится отдельно для шпангоута нижнего днища и для шпангоута верхнего днища. Покажем процедуру расчета для произвольного шпангоута (верхнего или нижнего).

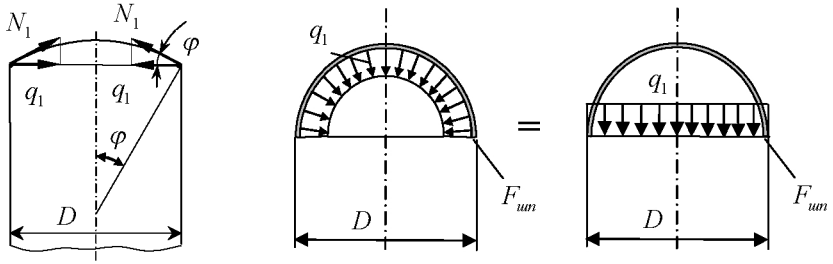


Рис. 12.8. Схемы для расчета площади шпангоута

Погонные нагрузки на шпангоут от обечайки днища будут зависеть от толщины стенки днища бака и определяться по следующей зависимости (см. рис. 12.8, *а*):

$$N_1 = \delta_{дн}^{сф} \cdot [\sigma], \qquad (12.44)$$

где $\delta_{дн}^{сф}$ - толщина днища сферической формы.

Следует отметить, что эти толщины могут быть разными для верхнего и нижнего днищ.

Проекции погонных нагрузок N_1 на плоскость шпангоута будут следующими:

$$q_1 = N_1 \cdot \cos\varphi \,. \qquad (12.45)$$

Угол φ можно получить из геометрических характеристик бака:

$$\varphi = \arcsin\left(\frac{D}{2 \cdot R_{сф}}\right). \qquad (12.46)$$

В частном случае, если для проектных расчетов в первом приближении принять $R_{сф} = D$ (об этом упоминалось ранее), то можно получить

$$\varphi = \arcsin\left(\frac{1}{2}\right) = 30^{\circ}. \qquad (12.47)$$

Рассмотрим напряжения, возникающие в шпангоуте при действии распределенной нагрузки q_1 (см. рис. 12.8, *б*).

Можно показать, что сжимающие усилия в шпангоуте от действия распределенных погонных нагрузок q_1 на полукольцо шпангоута будут равны действию погонных нагрузок на длину, равную проекции полукольца шпангоута. То есть расчетные схемы, представленные на рис. 12.8, *б,в*, будут эквивалентными.

Поэтому можно получить выражения для расчета напряжений сжатия в сечении шпангоута:

$$\sigma_{шп} = \frac{q_1 \cdot D}{2 \cdot F_{шп}}. \qquad (12.48)$$

Здесь учтено, что нагрузка распределяется на удвоенную площадь сечения шпангоута.

Подставляя (12.44) в (12.45) и далее в (12.48), получаем

$$\sigma_{шп} = \frac{\delta_{дн}^{сф} \cdot [\sigma] \cdot \cos\varphi \cdot D}{2 \cdot F_{шп}}. \qquad (12.49)$$

Если принять $\sigma_{шп} \approx [\sigma]$, что соответствует наиболее полному использованию прочностных характеристик конструкционного материала при отсутствии потери устойчивости, то можно получить

$$F_{шп} \approx \frac{\delta_{дн}^{сф} \cdot \cos\varphi \cdot D}{2}. \qquad (12.50)$$

Масса шпангоута рассчитывается следующим образом:

$$m_{шп} = k_{шп} \cdot F_{шп} \cdot l_{шп} \cdot \rho_{м} = k_{шп} \cdot F_{шп} \cdot \pi \cdot D \cdot \rho_{м}, \qquad (12.51)$$

где $k_{шп} \approx 1,2$ - коэффициент, учитывающий элементы крепления шпангоута бака (к шпангоуту хвостового отсека, межбакового или переходного отсека).

Расчет массы магистрального трубопровода

Сначала определим потребный диаметр магистрального трубопровода $d_{МТ}$. Схема расположения в баке магистрального и тоннельного трубопроводов приведена на рис. 12.9.

Диаметр магистрального трубопровода определяется из условия ограничения по скорости течения жидких компонентов топлива ($V_{КТ} = 6...10\ м/с$). Объем $\dot{W}_{КТ}$ компонента топлива, расходуемого в единицу времени, равен, с одной стороны, произведению площади сечения трубопровода $S_{МТ}$ на скорость течения компонента топлива $V_{КТ}$, то есть

$$\dot{W}_{КТ} = S_{МТ} \cdot V_{КТ}, \qquad (12.52)$$

Отсюда

$$S_{МТ} = \frac{\pi \cdot d_{МТ}^2}{4}. \qquad (12.53)$$

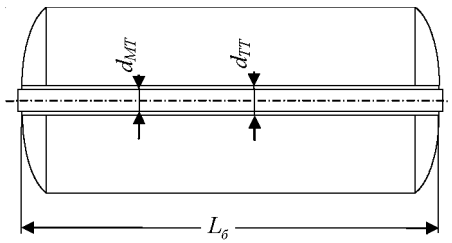


Рис. 12.9. Схема расположения тоннельного и магистрального трубопроводов в баке

С другой стороны, этот же объем равен отношению расхода массы компонента топлива в единицу времени к плотности компонента топлива:

$$\dot{W}_{КТ} = \frac{\dot{m}_{КТ}}{\rho_{КТ}}. \qquad (12.54)$$

Приравнивая между собой правые части выражений (12.52) и (12.54) и подставляя в это равенство (12.53), получаем следующее уравнение

$$\frac{\pi \cdot d_{МТ}^2}{4} \cdot V_{КТ} = \frac{\dot{m}_{КТ}}{\rho_{КТ}},$$

разрешая которое относительно искомого диаметра трубопровода, получаем

$$d_{МТ} = \sqrt{\frac{4 \cdot \dot{m}_{КТ}}{\pi \cdot \rho_{КТ} \cdot V_{КТ}}}. \qquad (12.55)$$

Толщину стенки магистрального трубопровода определим по выражению

$$\delta_{МТ} = \frac{f \cdot p_{МТ} \cdot d_{МТ}}{2 \cdot [\sigma]}, \qquad (12.56)$$

где $p_{МТ}$ - давление в нижней части магистрального трубопровода.

Это давление можно найти по следующей зависимости:

$$p_{МТ} = p_{над} + (h_{Т} + h_{он} + L_{МТ}) \cdot \rho_{Т} \cdot g_{0} \cdot n_{x}, \qquad (12.57)$$

где $L_{МТ}$ - длина магистрального трубопровода (которая приближенно равна длине $L_б$).

Удельная масса стенки магистрального трубопровода и масса магистрального трубопровода рассчитываются так же, как и удельная масса стенки цилиндрического бака и масса цилиндрического бака:

$$m_{уд}^{МТ} = \delta_{МТ} \cdot \rho_{м}, \qquad (12.58)$$

$$m_{МТ} = k_{МТ} \cdot m_{уд}^{МТ} \cdot \pi \cdot d_{МТ} \cdot L_{МТ}, \qquad (12.59)$$

где $k_{МТ} \approx 1,2$ - коэффициент, учитывающий массу теплоизоляции и элементов крепления магистрального трубопровода.

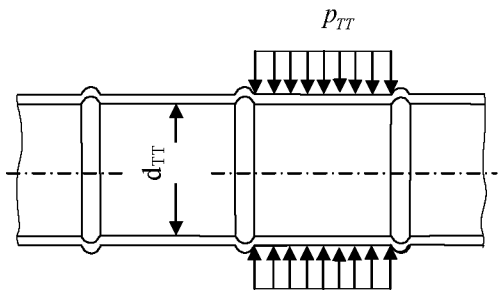


Рис. 12.10. Расчетная схема для определения толщины стенки тоннельного трубопровода

Расчет массы тоннельного трубопровода

Диаметр тоннельного трубопровода $d_{ТТ}$ считается пропорциональным диаметру магистрального трубопровода:

$$d_{ТТ} = k_{ТТ} \cdot d_{МТ},$$

где $k_{ТТ} \approx 1,1 \ldots 1,2$ - соответствующий коэффициент пропорциональности.

Толщина стенки тоннельного трубопровода определяется из условия устойчивости стенки этого трубопровода к действию внешнего по отношению к этому трубопроводу давления в баке, через который проходит тоннельный трубопровод (см. расчетную схему, представленную на рис. 12.10).

Давление, действующее на нижнюю часть тоннельного трубопровода, рассчитывается по той же зависимости, что и давление, действующее на нижнюю часть бака (см. зависимость (12.33)):

$$p_{ТТ} = p_{над} + h_{Т} \cdot \rho_{Т} \cdot g_{0} \cdot n_{x}. \qquad (12.60)$$

При этом учитываются соответствующие характеристики компонента топлива и геометрические характеристики бака, через который проходит тоннельная труба.

Толщина оболочки в первом приближении рассчитывается из условия, что допустимые напряжения в материале оболочки (критические напряжения при потере устойчивости) примерно в два раза ниже временного сопротивления материала $\sigma_{в}$, то есть

$$[\sigma] = \sigma_{кр} = 0,5 \cdot \sigma_{в}. \qquad (12.61)$$

Используя зависимость (12.33) и подставляя в нее (12.34), получаем

$$\delta_{ТТ} = \frac{f \cdot p_{ТТ} \cdot d_{ТТ}}{2 \cdot [\sigma]} = \frac{f \cdot p_{ТТ} \cdot d_{ТТ}}{2 \cdot 0,5 \cdot \sigma_{в}} = \frac{f \cdot p_{ТТ} \cdot d_{ТТ}}{\sigma_{в}}. \qquad (12.62)$$

Удельная масса стенки тоннельного трубопровода и масса тоннельного трубопровода рассчитываются так же, как и удельная масса стенки магистрального трубопровода и масса магистрального трубопровода:

$$m_{уд}^{ТТ} = \delta_{ТТ} \cdot \rho_{м}, \qquad (12.63)$$

$$m_{ТТ} = k_{ТТ} \cdot m_{уд}^{ТТ} \cdot \pi \cdot d_{ТТ} \cdot L_{ТТ}, \qquad (12.64)$$

где $k_{МТ} \approx 1,1$ - коэффициент, учитывающий массу гофр и элементов крепления магистрального трубопровода.

Определение массы бака в целом при уточненном расчете

Расчет массы бака в целом производится путем суммирования составных масс бака (цилиндрической части, днищ, магистрального и тоннельного трубопроводов, системы наддува, люков-лазов, дренажно-предохранительных клапанов, заправочной арматуры и пр.). Напомним, что при уточненном расчете коэффициенты, учитывающие массы цилиндрической части бака и двух днищ, следует брать следующими: $k_{цо} \approx 1,2$ и $k_{дн}^{н} \approx 1,2$.

12.4.9. Расчет массы сухих отсеков

К сухим отсекам относятся хвостовые отсеки, межбаковые отсеки, приборные отсеки, переходные отсеки и головной обтекатель.

Как показывает опыт создания конструкций сухих отсеков, критические напряжения $\sigma_{кр}$ в них примерно в два раза ниже, чем временное сопротивление $\sigma_{в}$ (с поправкой на коэффициент безопасности), иначе сухие отсеки в условиях ограничения по массе необходимо делать перетяжеленными.

Таким образом, принимаем

$$\sigma_{кр} = 0,5 \cdot \sigma_{в} . \qquad (12.65)$$

Условие прочности сухого отсека (по критерию устойчивости)

$$\sigma_{сж} \le \sigma_{кр} , \qquad (12.66)$$

где $\sigma_{сж}$ - напряжения сжатия в корпусе сухого отсека.

Учитывая (12.65), условие прочности (12.66) можно заменить следующим условием:

$$\sigma_{сж} \le 0,5 \cdot \sigma_{в} . \qquad (12.67)$$

Напряжения сжатия в корпусе сухого отсека рассчитываются как отношение приведенной сжимающей силы $N_{пр}$ в рассматриваемом сечении к площади $F_{со}$ силовых элементов конструкции этих отсеков, то есть

$$\sigma_{сж} = \frac{f \cdot N_{пр}}{F_{со}} . \qquad (12.68)$$

Подставляя (12.68) в (12.67) и учитывая, что

$$F_{со} = \pi \cdot D \cdot \delta_{со} , \qquad (12.69)$$

где $\delta_{со}$ - приведенная толщина сухого отсека (которая представляет собой отношение площади $F_{со}$ к длине образующей сухого отсека), получаем

$$\frac{f \cdot N_{пр}}{\pi \cdot D \cdot \delta_{со}} \le 0,5 \cdot \sigma_{в} . \qquad (12.70)$$

Откуда находим приведенную толщину сухого отсека:

$$\delta_{со} \ge \frac{f \cdot N_{пр}}{\pi \cdot D \cdot 0,5 \cdot \sigma_{в}} . \qquad (12.71)$$

Можно показать, что эта толщина будет равна толщине стенки цилиндрической части бака, если бы в этом сечении располагался не сухой отсек, а бак. Покажем это.

Представим выражение (12.71) в таком виде, чтобы в нем формально выделился член, характеризующий давление наддува, если бы вместо сухого отсека находился бак:

$$\delta_{со} \ge \frac{f \cdot N_{пр}}{\pi \cdot D \cdot 0,5 \cdot \sigma_{в}} = \frac{f \cdot \left(\frac{4 \cdot N_{пр}}{\pi \cdot D^2} \right) \cdot D}{2 \cdot \sigma_{в}} . \qquad (12.72)$$

Учитывая, что выражение, стоящее в скобках в числителе, формально представляет собой давление наддува (см. формулу (12.32)), то есть

$$\frac{4 \cdot N_{пр}}{\pi \cdot D^2} = p_{над} ,$$

выражение (12.72) можно переписать следующим образом:

$$\delta_{со} \ge \frac{f \cdot p_{над} \cdot D}{2 \cdot \sigma_{в}} . \qquad (12.73)$$

Таким образом, из формулы (12.73) действительно следует, что приведенную толщину обечайки сухого отсека $\delta_{со}$ в первом приближении можно принять равной толщине стенки цилиндрического бака (который находился бы на месте сухого отсека), рассчитанной из условия действия внутреннего давления, соответствующего давлению компенсации сжимающих сил в баке.

На основании этого можно сделать один важный для практики проектирования вывод. А именно, расчет приведенной толщины сухого отсека можно не проводить, а принять ее равной толщине бака, к которому примыкает рассматриваемый сухой отсек.

Удельная масса стенки сухого отсека и масса сухого отсека рассчитываются по следующим зависимостям

$$m_{уд}^{со} = \delta_{со} \cdot \rho_{м}\,, \qquad (12.74)$$

$$m_{со} = k_{со} \cdot m_{уд}^{со} \cdot \pi \cdot D \cdot L_{со}\,, \qquad (12.75)$$

где $L_{со}$ - длина сухого отсека;

$k_{СО} \approx 1{,}5$ - коэффициент, учитывающий массу шпангоутов, люков и т.п.

Особенности расчета массы хвостовых отсеков первых ступеней

Следует отметить, что массу хвостового отсека первой ступени рассчитывают в зависимости от силовой схемы этого отсека. Так, если хвостовой отсек работает на сжатие только до старта ракеты, а в полете не нагружен, то расчет производится именно по достартовым нагрузкам. Если к хвостовому отсеку прикладываются силы от двигателя, то расчет производится именно по этим силам.

12.4.10. Расчет прочих масс ракеты-носителя

В специальной литературе представлены зависимости, с помощью которых можно рассчитать массы прочих составных частей ракеты-носителя:

- массу теплозащиты днищ баков (для криогенных компонентов топлива);
- массу донной защиты хвостового отсека;
- массу рамы хвостового отсека;
- массу рулевых ЖРД;
- массу кабелей и штепсельных электроразъемов;
- массу трубопроводов высокого давления системы управления и колодок пневмогидроразъемов и пр.

12.5. Детальный расчет

Детальный расчет масс элементов конструкции ракеты-носителя производится на стадии конструирования, когда конфигурация и размеры этих элементов уже определены. В задачу проектирования детальный расчет масс не входит. Однако по результатам этого расчета происходит уточнение массоинерциальных и центровочных характеристик ракеты-ностителя.

13. РАСЧЕТ КООРДИНАТ ЦЕНТРА МАСС И МОМЕНТОВ ИНЕРЦИИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

13.1. Расчет координат центра масс ракеты

На основании лимитно-массовой сводки (весовой сводки) и компоновочной схемы ракеты-носителя можно определить положение центра масс ракеты. На рис. 13.1 и 13.2 приведены схемы, иллюстрирующие положение системы координат, связанной с корпусом ракеты, и координаты составных частей этой ракеты.

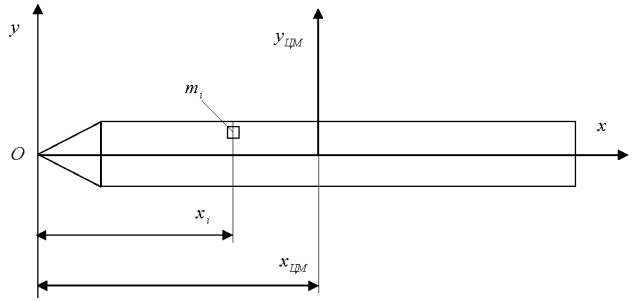


Рис. 13.1. Система координат и схема для расчета положения центра масс ракеты по продольной оси

Координата центра масс ракеты-носителя по оси X_m подсчитывается по зависимости

$$x_{ЦМ} = \frac{\sum_{i=1}^{k} m_i \cdot x_i}{\sum_{i=1}^{k} m_i}\,, \qquad (13.1)$$

где k – количество рассматриваемых составных частей ракеты.

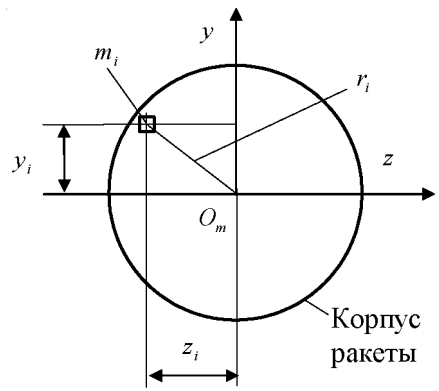


Рис. 13.2. Система координат и схема для расчета положения центра масс ракеты-носителя в поперечной плоскости

Центр масс ракеты-носителя по осям y и z подсчитывается по аналогичным зависимостям:

$$y_{ЦМ} = \frac{\sum_{i=1}^{k} m_i \cdot y_i}{\sum_{i=1}^{k} m_i}; \qquad (13.2)$$

$$z_{ЦМ} = \frac{\sum_{i=1}^{k} m_i \cdot z_i}{\sum_{i=1}^{k} m_i}. \qquad (13.3)$$

В первом приближении в расчет принимаются относительно крупные составные части ракеты, которые, как правило, симметричны относительно оси x. Поэтому для этого этапа расчета можно принять $y_{ЦМ} \approx z_{ЦМ} \approx 0$.

13.2. Расчет моментов инерции ракеты

Моменты инерции относительно осей x, y и z (см. рис. 13.1 и 13.2) определяются по следующим зависимостям:

$$J_x = \sum_{i=1}^{k} m_i \cdot r_i^2 + \sum_{i=1}^{k} J_{x\,i}^c = \sum_{i=1}^{k} m_i \cdot (y_i^2 + z_i^2) + \sum_{i=1}^{k} J_{x\,i}^c; \qquad (13.4)$$

$$J_y = \sum_{i=1}^{k} m_i \cdot \left(x_i^2 + z_i^2\right) + \sum_{i=1}^{k} J_{yi}^c; \qquad (13.5)$$

$$J_z = \sum_{i=1}^{k} m_i \cdot \left(x_i^2 + y_i^2\right) + \sum_{i=1}^{k} J_{zi}^c, \qquad (13.6)$$

где r_i - расстояние от i-го элемента до оси x;

J_{xi}^c, J_{yi}^c и J_{zi}^c - собственные моменты инерции составных частей РН (относительно осей, параллельных осям ракеты и проходящих через собственные центры масс этих составных частей).

В первом приближении в расчет принимаются относительно крупные составные части ракеты: головной обтекатель, днища баков, шпангоуты, обечайки баков, межбаковые, переходные и хвостовые отсеки, топливо в баках, двигательные установки и т.п. Эти составные части ракеты, как правило, симметричны относительно оси . Следовательно, центры масс этих составных частей находятся на оси x и координаты z_i и y_i равны нулю. Поэтому формулы (13.4), (13.5) и (13.6) можно упростить:

$$J_x = \sum_{i=1}^{k} J_{x\,i}^c; \qquad (13.7)$$

$$J_y = \sum_{i=1}^{k} m_i \cdot x_i^2 + \sum_{i=1}^{k} J_{yi}^c; \qquad (13.8)$$

$$J_z = \sum_{i=1}^{k} m_i \cdot x_i^2 + \sum_{i=1}^{k} J_{zi}^c. \qquad (13.9)$$

Для симметричных относительно оси x частей ракеты собственные моменты инерции J_{yi}^c и J_{zi}^c равны, поэтому можно ограничиться расчетом момента инерции ракеты-носителя только относительно одной оси, например оси y.

Моменты инерции ракеты относительно оси $y_{ЦМ}$, проходящей через центр масс ракеты (см. рис. 13.1), определяется по следующей зависимости, которая учитывает смещение осей y и $y_{ЦМ}$:

$$J_{YЦМ} \approx J_{ZЦМ} = J_y - x_{ЦМ}^2 \cdot \sum_{i=1}^{k} m_i =$$

$$= \sum_{i=1}^{k} m_i \cdot x_i^2 + \sum_{i=1}^{k} J_{yi}^c - x_{ЦМ}^2 \cdot \sum_{i=1}^{k} m_i. \qquad (13.10)$$

На последующих этапах проектирования (второе приближение) учитывают несимметричность составных частей ракеты и более мелкие составные части. При этом расчет производят по формулам (13.4), (13.5) и (13.6).

13.3. Расчетные таблицы

Расчет координат центра масс и моментов инерции ракеты сводят в таблицу, форма и структура которой представлена табл. 13.1.

В первом приближении (предварительный расчет) моменты инерции составных частей ракеты относительно собственных центров масс можно не учитывать. Это допущение можно принять по следующим обстоятельствам. Форма ракеты, как правило, представляет собой удлиненное тело, и расстояния от центров масс составных частей ракеты до оси, относительно которой подсчитывается момент инерции, значительно превосходят размеры составных частей ракеты. Основной же вклад в количественное значение момента инерции ракеты вносят квадраты расстояний от центра масс составных частей ракеты до оси координат, относительно которой подсчитывается момент инерции. Однако на последующих этапах проектирования собственные моменты инерции необходимо учитывать.

13.4. Расчет положения координат центра масс ракеты-носителя по времени полета

При расчете изменения координаты центра масс в полете составные части ракеты обычно разбивают на две группы, *А* и *Б*. К группе *А* относят элементы конструкции, массы и координаты которых не зависят от времени. К группе *Б* относят составные части ракеты, массы которых изменяются в процессе полета. Это в основном расходуемые компоненты топлива, газов наддува и т.п.

Для определения изменения центра масс ракеты по времени полета составляется специальная таблица, которую называют “Центровочная ведомость”. Форма таблицы иллюстрируется табл. 13.2.

Координата центра масс ракеты по оси X подсчитывается по следующей формуле, справедливой для различных моментов времени:

Таблица 13.1

Расчет координат центра масс и моментов инерции ракеты

№ п/п	Наименование	Масса m_i, кг	Коорд. x_i, м	$m_i? x_i$, т?м	$m_i? x_i^2$, кг?м^2
1	Полезная нагрузка	1500	1,430	2144,86	3066,95
2	Коническая часть ГО	322	1,430	460,43	658,37
	Блок 3 ступени				
	Группа А				
3	Приборный отсек	56	2,395	134,11	321,18
4	Бак окислителя	151	2,989	451,30	1348,82
5	Межбаковый отсек	112	3,833	429,50	1645,16
6	Бак горючего	186	5,543	1031,40	5715,27
7	Хвостовой отсек	257	7,610	1955,40	14883,03
8	ЖРД	162	7,610	1232,00	9381,52
9	Рама ЖРД	014	7,610	106,40	810,75
10	Коммуникации	076	5,305	403,10	2139,21
11	Теплозащита днища	121	8,466	1024,80	8672,42
12	Система наддува баков	031	7,610	235,10	1795,23
13	Приборы	126	2,395	301,50	722,66
14	Прочие массы	092	5,305	488,00	2589,57
	Сумма по группе А	**1384**		**7794,00**	**50024,80**
	Группа Б				
15	Окислитель	6681	2,989	19967,00	59678,48
16	Горючее	1202	5,543	6662,50	36934,19
	Сумма по группе Б	**7883**		**26631,00**	**96612,70**
	Сумма по блоку 3-й ступени	**9267**		**34425,00**	**146637,00**
	Блок 2-й ступени				
	...				
	Сумма по блоку 2-й ступени	**47763**		**608030**	**7948250**
	Блок 1-й ступени				
	Группа А				
	...				
43	**Сумма по группе А**	**13652**		**573540**	**24583300**
44	*Группа Б*				
45	Окислитель	106807	27,559	2943490	81119430
46	Горючее	39123	39,360	1539880	60609670
	Сумма по группе Б	**14593**		**4483400**	**141729000**
	Сумма по блоку 1-й ступени	**159582**		**5056900**	**166312000**
	Сумма по всем блокам	**216612**		**5699400**	**174407000**
	Сумма по всей ракете	**218434**		**5702000**	**174411**

Таблица13.2.

Результаты расчета изменения центра масс ракеты по времени полета

№ участка	t, с	$m_{Ок}(t)$, кг	$m_{Г}(t)$, кг	$x_{ОКi}(t)$, м	$x_{Г}(t)$, м	$m_{Ок}(t)\cdot x_{ОК}(t)$, кг·м	$m_{Г}(t)\cdot x_{Г}(t)$, кг·м	$x_{С}(t)$, м
Первая ступень								
0	0,00	106 806	39123	28,53	39,58	3047130	1548420	26,62
1	16,35	96130	35210	29,11	39,87	2798400	1403890	26,59
2	32,70	85455	31299	29,69	40,16	2537240	1257080	26,49
3	49,05	74760	27390	30,28	40,46	2263630	1107970	26,28
4	65,40	64084	23470	30,86	40,75	1977580	956570	25,94
5	81,75	53400	19560	31,44	41,04	1679090	802870	25,44
6	98,10	42723	15649	32,02	41,34	1368160	646880	24,71
7	114,45	32040	11740	32,61	41,63	1044780	488600	23,67
8	130,80	21361	7824	33,19	41,92	708960	328030	22,18
9	147,15	10680	3910	33,77	42,22	360700	165160	20,03
10	163,50	0	0	34,35	42,51	0	0	16,81

$$x_C(t)=\frac{\sum\limits_{A} m_i\cdot x_i+\sum\limits_{Б(Ок)} m_{OKi}(t)\cdot x_{Ок\,i}(t)+\sum\limits_{Б(Г)} m_{Гi}(t)\cdot x_{Гi}(t)}{\sum\limits_{A} m_i+\sum\limits_{Б(Ок)} m_{OKi}(t)+\sum\limits_{Б(Г)} m_{Гi}(t)}, \quad (13.11)$$

где $m_{OKi}(t)$ и $m_{Гi}(t)$ - масса окислителя и масса горючего в текущий момент времени t, а $x_{Ок\,i}(t)$ и $x_{Гi}(t)$ - координаты центров масс окислителя и горючего соответственно в этот же момент времени.

Аналогично рассчитываются центровочные ведомости для других ступеней ракеты.

Учитывая, что $m_{OKi}(t)=\dot{m}_{Ок}\cdot t$ и $m_{Гi}(t)=\dot{m}_{Г}\cdot t$, где $\dot{m}_{Ок}$ и $\dot{m}_{Г}$ - секундные расходы массы окислителя и горючего соответственно, а также, что знаменатель этой формулы представляет собой сумму составных частей ракеты (следовательно, массу всей ракеты) в текущий момент времени, можно эту формулу переписать:

$$x_C(t)=\frac{\sum\limits_{A} m_i\cdot x_i+\sum\limits_{Б(Г)} \dot{m}_{Ок}\cdot t\cdot x_{OKi}(t)+\sum\limits_{Б(Г)} \dot{m}_{Гк}\cdot t\cdot x_{Гi}(t)}{m_0-\dot{m}_{Ti}\cdot t}, \quad (13.12)$$

где $\dot{m}_{Ti}$ - секундный расход топлива (окислителя и горючего вместе).

Продолжительность работы отдельных ступеней можно определить по соотношению

$$T_i=\frac{m_{Ti}}{\dot{m}_{Ti}}. \quad (13.13)$$

Для приведенного в табл. 13.1 примера расчета эти характеристики получились следующими:

- секундные расходы топлива:

$\dot{m}_1=892{,}54$ кг/с; $\dot{m}_2=169{,}90$ кг/с; $\dot{m}_3=15{,}72$ кг/с;

- время работы ступеней:

$T_1=163{,}5$ с; $T_2=259{,}0$ с; $T_3=501{,}6$ с .

По результатам расчета строится график изменения координаты центра масс ракеты по оси x в зависимости от времени полета. Пример такого графика приведен на рис. 13.3.

Далее можно несколько точнее оценить так называемый разбег центра масс и центра давления и скорректировать размеры конических частей корпуса ракеты или ввести в конструкцию стабилизаторы, решетчатые крылья или конусные юбки обтекателей двигателя.

Аналогично можно построить график изменения центра масс ракеты-носителя в зависимости от времени работы второй и последующих ступеней ракеты, как это показано на рис. 13.4.

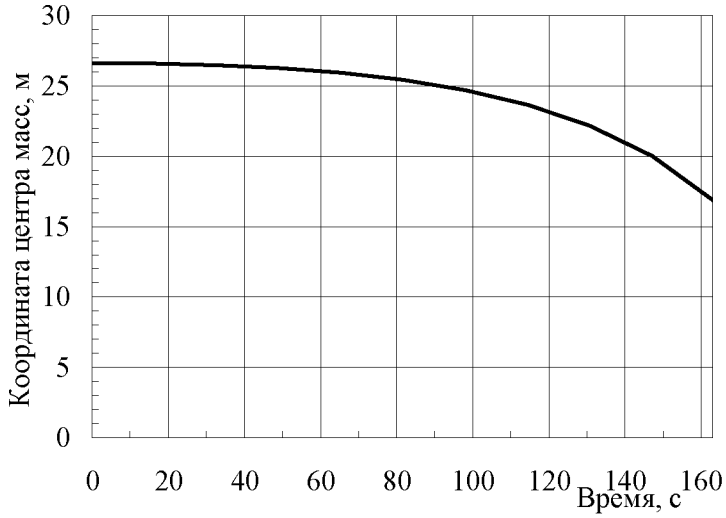


Рис. 13.3. График изменения положения центра масс ракеты-носителя в зависимости от времени работы первой ступени

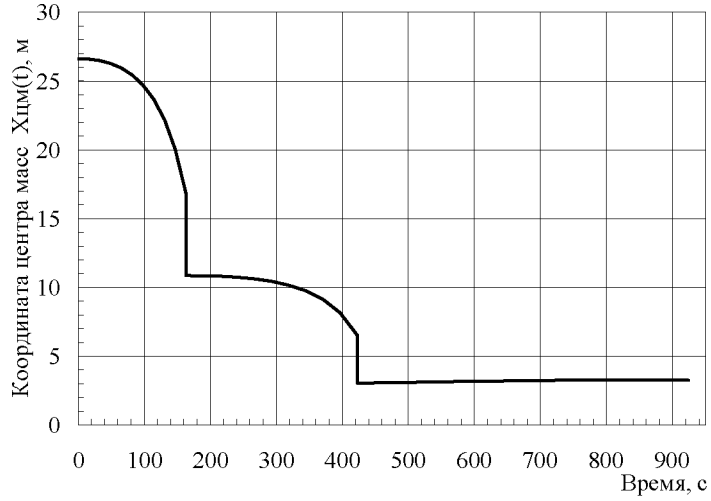


Рис. 13.4. График изменения положения центра масс ракеты-носителя в зависимости от времени полета трех ступеней

14. ОСНОВНЫЕ ЭТАПЫ РАЗРАБОТКИ ТЕХНИЧЕСКОГО ПРЕДЛОЖЕНИЯ И ЭСКИЗНОГО ПРОЕКТА

Основные этапы разработки технического предложения и эскизного проекта следующие:

1. Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика (конструктивно-компоновочной схемы) РН.

2. Параметрический анализ влияния проектных характеристик на тактико-технические характеристики РН и уточнение (оптимизация) проектных характеристик.

3. Поверочный расчет.

4. Выбор состава бортовых систем, принципов их работы и разработка ТЗ на составные части РН (на отдельные ракетные блоки и бортовые системы).

Рассмотрим эти этапы подробнее.

14.1. Выбор основных проектных характеристик и облика РН

Этот выбор основных проектных характеристик включает:

- выбор аналогов и обработку статистических материалов по ракетам-носителям;
- разработку тактико-технических требований к проектируемой ракете-носителю;
- расчет характеристической скорости;
- выбор компонентов топлива;
- выбор количества ступеней ракеты-носителя, расчет стартовой массы с учетом оптимального распределения масс по ступеням;
- расчет предварительных объемно-габаритных характеристик ракеты-носителя и построение предварительной компоновочной схемы ракеты-носителя;
- расчет масс элементов конструкций ракетных блоков;
- расчет центра масс и моментов инерции ракеты-носителя;
- уточнение компоновочной схемы с учетом отделяющихся элементов и схемы передачи силовых потоков;
- разработка конструктивно-компоновочной схемы.

Приведенные пункты данного этапа проектирования, кроме последне-

го, были рассмотрены выше. Поэтому ниже рассмотрим подробнее только последний пункт приведенных этапов проектирования.

Разработка конструктивно-компоновочной схемы ракеты-носителя

Конструктивно-компоновочная схема (ККС) – это документ, который представляет собой нечто среднее между компоновочной схемой и сборочными чертежами ракеты-носителя. В отличие от компоновочной схемы в этом документе представлены основные решения по конструкторским и технологическим членениям ракеты и приведены основные размеры сочленяемых элементов. Причем узлы сочленения в этом документе уже продуманы и отображены некоторые принципиальные моменты (например, форма шпангоута для крепления полезного груза и обтекателя, форма и габариты силового кольца для крепления рамы двигателя и передачи усилий на корпус ракеты и т.п.).

В конструктивно-компоновочной схеме на отдельных листах представляются следующие частные схемы:

- зона размещения полезного груза под обтекателем;
- схема расположения элементов системы аварийного спасения (если она имеется):
- схема расположения элементов системы крепления и разделения головного обтекателя;
- схема расположения элементов системы крепления и разделения полезного груза;
- схема расположения элементов системы крепления и разделения ракетных блоков и сбрасываемых элементов;
- схема зоны размещения приборов в приборном отсеке;
- пневмогидравлические схемы (ПГС) ракетных блоков;
- зоны установки элементов ПГС (шаров-баллонов для наддува баков, раструба, заправочного клапана, дренажно-предохранительного клапана и т.п.);
- схема установки датчиков наполнения топливом и датчиков опорожнения баков;
- зоны прокладки кабелей и элементов пневмогидроавтоматики;
- места установки электрических, а также пневмогидроразъемов;
- схема установки и центровки ракетного двигателя с рамой;

- схема мест установки транспортировочных узлов;
- схема транспортировки ракетных блоков и ракеты в целом;
- схема установки ракеты на стартовое устройство;
- схема крепления ракеты на стартовом устройстве и схема разделения элементов крепления при пуске ракеты и др.

Конструктивно-компоновочная схема в процессе проектирования ракеты постоянно обновляется (сопровождается). Следует заметить, что конструктивно-компоновочные схемы на начальном и конечном этапах проектирования ракеты могут существенно отличаться.

Конструктивно-компоновочная схема служит основой для задания размеров при составлении технических заданий на разработку бортовых систем и их элементов.

14.2. Параметрический анализ влияния проектных характеристик на тактико-технические характеристики ракеты-носителя

На этом этапе проектирования осуществляется приращение (как положительное, так и отрицательное) каждого из проектных параметров. Причем это приращение производится либо последовательно для каждого отдельного проектного параметра, а затем делаются выводы о степени влияния изменения исследуемых параметров на тактико-технические характеристики ракеты-носителя, либо изменяются одновременно сразу несколько проектных параметров по определенному плану многофакторного численного эксперимента, а затем по полученным коэффициентам уравнения регрессии делаются выводы о степени влияния изменения исследуемых проектных параметров на тактико-технические характеристики ракеты-носителя.

Степень влияния изменения исследуемых параметров на тактико-технические характеристики ракеты-носителя оценивается с помощью так называемых коэффициентов чувствительности (в некоторой литературе – коэффициентов значимости). Эти коэффициенты, по сути дела, представляют собой некоторый аналог производной функции отклика (значений тактико-технических характеристик) по исследуемому проектному параметру.

Далее осуществляется изменение (сдвиг) проектных параметров в сторону улучшения тактико-технических характеристик. Причем такие изменения могут проводиться двумя методами.

Первый метод – метод последовательного улучшения тактико-технических характеристик. Суть этого метода заключается в том, что сначала изменяется проектный параметр с самым наибольшим коэффициентом чувствительности (или значимости), затем изменяется проектный параметр, имеющий второй по значению коэффициент чувствительности и так далее. Процесс прекращается, если изменения тактико-технических характеристик относительно невелики (например меньше 2-3%).

Второй метод – так называемый метод "движения по градиенту". Суть этого метода состоит в том, что осуществляется приращение сразу всех значимых проектных параметров. Причем приращение каждого из проектных параметров происходит пропорционально коэффициенту чувствительности.

Уточнение проектных характеристик

С помощью данных методов можно улучшить исходный проект. По сути дела, при этом производится некая приближенная оптимизация. Но поскольку при этих методах оптимального решения в полном смысле этого слова достичь не удается, то принято говорить о так называемых рациональных проектных параметрах, при которых тактико-технические характеристики ракеты-носителя будут наилучшими с заданной степенью точности. Эти наилучшие проектные параметры и принимают в качестве проектных характеристик проектируемой ракеты-носителя.

14.3. Поверочный расчет

На этом этапе проектирования проверяется возможность реализации тактико-технических характеристик ракеты-носителя (высоты полета, вектора скорости в конце активного участка траектории и т.п.) при принятых проектных характеристиках ракеты (стартовой массе ракеты, количестве ступеней, компонентов топлива и их масс, конструктивных характеристиках ракетных блоков и т.д.).

Проверка осуществляется с помощью интегрирования уравнений движения с заданной программой по углу наклона траектории.

Если заданные тактико-технические характеристики не достигаются, то производится коррекция проектных характеристик ракеты.

14.4. Выбор состава бортовых систем, принципов их работы и разработка технических заданий на составные части ракеты

Состав бортовых систем ракет-носителей изучается студентами ранее в других дисциплинах специальности 160801 "Ракетостроение", и здесь этот состав и принципы работы бортовых систем не обсуждаются. Следует лишь отметить, что при использовании экономических критериев при создании ракеты-носителя не всегда целесообразно реализовывать передовые в техническом отношении проекты бортовых систем. В некоторых случаях заимствуют бортовые системы, реализованные на других ракетах-носителях, несмотря на то, что они технически не очень совершенны.

На каждую из бортовых систем разрабатывают отдельное техническое задание. Исходные данные берут из результатов выбранных проектных характеристик и компоновочной схемы ракеты-носителя. Некоторые бортовые системы разрабатываются в том же конструкторском бюро, в котором проектируется ракета-носитель в целом. А некоторые бортовые системы разрабатываются в других конструкторских бюро, специализирующихся по какому-либо направлению (например, система измерения кажущейся скорости на базе гироскопических приборов).

15. РАЗГОННЫЕ И АПОГЕЙНЫЕ РАКЕТНЫЕ БЛОКИ

Расширение номенклатуры решаемых задач существующими ракетами-носителями при запуске космических грузов различного назначения привело к созданию нового семейства ракетных блоков верхних ступеней ракет-носителей, которые принято называть разгонными и апогейными блоками.

15.1. Космические разгонные блоки

Основные отличия космических разгонных блоков от обычных ракетных блоков состоят в том, что космические разгонные блоки должны обеспечить возможность осуществления сложных пространственных маневров в космосе, двигатели разгонных блоков должны запускаться многократно, после завершения работы разгонные блоки должны осуществлять маневры для схода с орбиты и захоронения. Поскольку космические разгонные блоки должны находиться в открытом космосе относительно длительное время, то они должны содержать в себе бортовые обеспечивающие системы, такие как систему электропитания, терморегулирования, ориентации и стабилизации и др.

По сути дела, космические разгонные блоки представляют собой нечто среднее между обычными ракетными блоками и космическими аппаратами.

Выбор компоновочной схемы ракет-носителей с разгонными блоками зависит от компоновочной схемы самого разгонного блока, от габаритов верхних ступеней ракеты-носителя, габаритов обтекателя, габаритов и массы полезных нагрузок. Варианты компоновочных схем разгонных блоков и их включения в состав ракеты-носителя проследим на примерах [34, 39].

Космические разгонные блоки «Д», «ДМ», «Бриз КМ», «КВРБ», «УКВБ», используемые для ракеты-носителя «Протон», внешне ничем не отличаются от обычных ракетных блоков. Они размещаются между обычным ракетным блоком верхней ступени ракеты-носителя и полезной нагрузкой, которая закрывается головным обтекателем.

Космический разгонный блок «Икар», используемый для ракеты-носителя «Союз», и космический разгонный блок «Фрегат», предназначенный для использования с ракетами-носителями «Союз», «Зенит», «Протон», устанавливаются под головной обтекатель совместно с полезной нагрузкой.

При создании разгонного блока «Фрегат» основное внимание уделялось наибольшей эффективности в весовом отношении. Отношение массы заправленного разгонного блока «Фрегат» к массе его конструкции (конструктивная характеристика) составляет 5,94.

Следует отметить, что космический разгонный блок «Икар» в этом отношении уступает «Фрегату». Конструктивная характеристика разгонного блока «Икар» составляет всего 1,39. Однако при создании разгонного блока «Икар» ставилась задача: разработать разгонный блок в кратчайшие сроки и с минимальной стоимостью. Для этого большая часть составных частей была заимствована из приборного отсека одного из эксплуатировавшихся космических аппаратов.

Конструктивную основу РБ «Фрегат» [41] (рис. 15.1) составляет блок баков маршевой двигательной установки, выполненной в виде шести сваренных между собой сфер одинакового диаметра. Четыре сферы выполняют роль топливных баков, две - герметичных приборных контейнеров. Через сферы проходят восемь силовых штанг. Приборные контейнеры оборудованы системами обеспечения теплового режима.

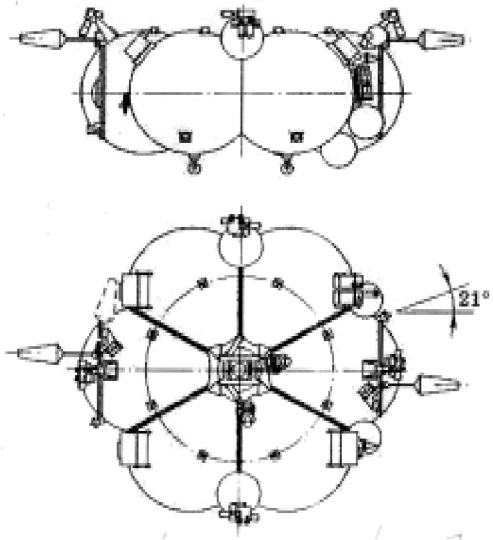


Рис. 15.1. Космический разгонный блок «Фрегат»

Основные характеристики РБ «Фрегат» даны в табл. 15.1

Таблица 15.1

Характеристики	Величина
Начальная масса при максимальной заправке, кг	6415-6535
Конечная масса, кг	980-1100
Габаритные размеры, мм:	
высота	1500
диаметр(описанный)	3350
Маршевая двигательная установка:	
наименование	С5-92
окислитель	АТ (N_2O_4)
горючее	НДМГ
рабочий запас топлива, максимальный, кг	5350
тяга маршевого двигателя, кН	20
удельный импульс двигателя, м/с	3285
максимальное число включений двигателя	20
ДУ стабилизации, ориентации и обеспечения запуска:	
топливо	гидразин
рабочий запас топлива, максимальный, кг	85
количество двигателей	12
тяга двигателей, Н	50
удельный импульс двигателей, м/с	2250

Возможная компоновочная схема полезной нагрузки с разгонным блоком «Фрегат» под головным обтекателем приведена на рис. 15.2.

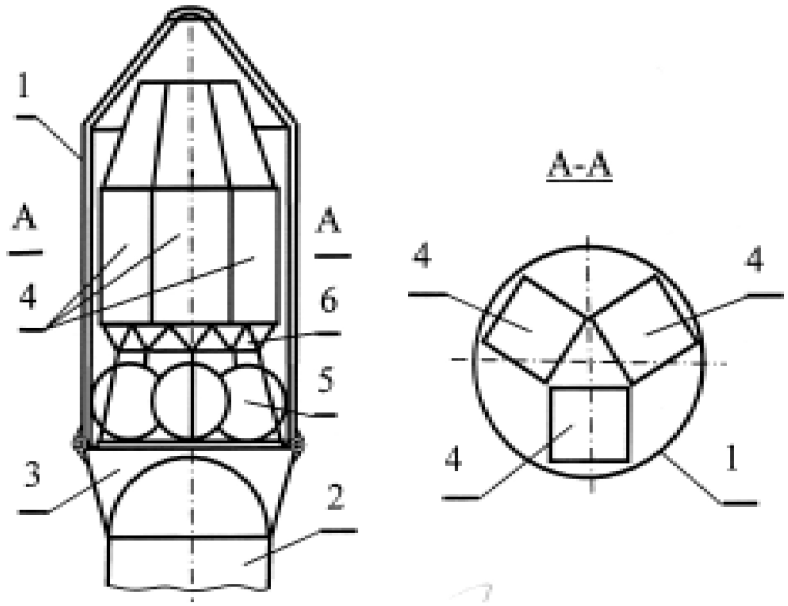


Рис. 15.2. Компоновка полезной нагрузки с разгонным блоком «Фрегат»
1 - головной обтекатель; 2 - верхний бак ракеты-носителя;
3 - переходник; 4 - полезная нагрузка - малогабаритные спутники;
5 - разгонный блок; 6 - ферма для установки полезной нагрузки

Разгонный блок «Бриз М» [41] (рис. 15.3), используемый для ракеты-носителя «Протон», имеет особую конструктивно-компоновочную схему.

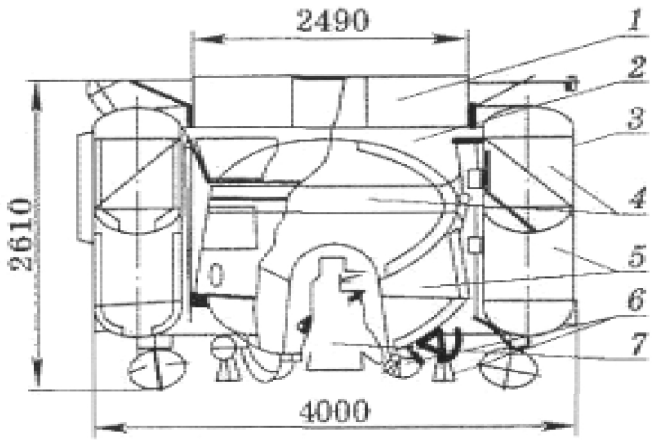


Рис. 15.3. Разгонный блок «Бриз М»:
1- приборный отсек; 2 – центральный блок; 3 – сбрасываемый дополнительный блок баков; 4 – бак окислителя (азотный тетраксид); 5 – бак горючего (НДМГ); 6 – рулевые двигатели; 7 – маршевый двигатель 14Д30

Основное отличие заключается в том, что он имеет дополнительный блок кольцевых баков (по внешнему периметру разгонного блока), которые сбрасываются после проведения определенных маневров при выработке топлива. Этим достигается большая эффективность разгонного блока по массе выводимой нагрузки. Центральная же часть разгонного блока «Бриз М» представляет собой ни что иное, как разгонный блок «Бриз-КМ».

15.2. Апогейные блоки

Апогейные блоки также представляют собой разновидность разгонных блоков и названы так потому, что включаются, как правило, на апогейных участках высокоэллиптических переходных орбит для поворота плоскости орбиты и перевода КА на другие орбиты, например на геостационарную орбиту. Предварительно КА выводится на переходную орбиту обычным ракетным блоком верхней ступени ракеты-носителя или разгонным блоком, который затем отделяется от КА.

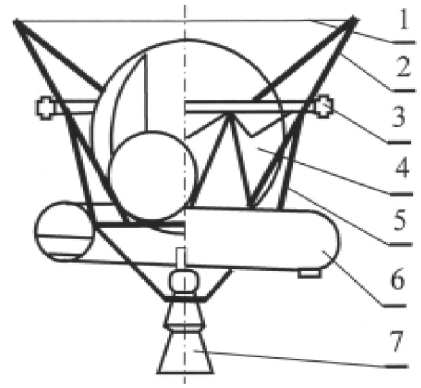


Рис. 15.4. Апогейный блок:
1 - плоскость стыка с КА; 2 - переходная ферма; 3 - органы управления; 4 - бак окислителя; 5 - межбаковая ферма; 6 - бак горючего; 7 - двигатель

Использование апогейных блоков как отдельных составных частей средств комплекса выведения полезных нагрузок на высокие орбиты оправдано тем, что масса выводимой полезной нагрузки не включает в себя массу полупустого разгонного блока.

Компоновочная схема апогейного блока для вывода КА «Ямал» на стационарную орбиту приведена на рис. 15.4 [34].

Основные характеристики

Тяга, кгс	300
Удельный импульс тяги, кгс-с/кг	310-327
Число включений	до 7
Допустимое время полета, сут	до 10

Компоновочная схема космической головной части с разгонным блоком и апогейным блоком представлена на рис. 15.5 [34].

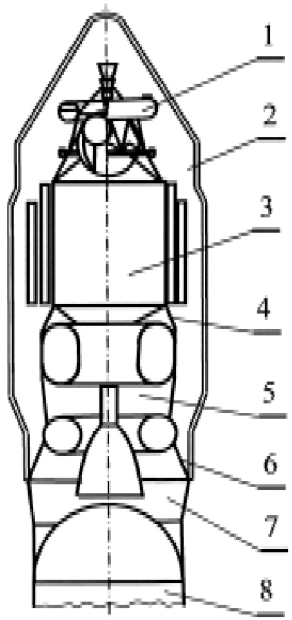


Рис. 15.5. Космическая головная часть:
1 - апогейный блок; 2 - головной обтекатель 17С13А; 3 - космический аппарат "Ямал - ГСО"; 4 - ферма установки КА; 5 - разгонный блок ЛМ; 6 - опорный отсек; 7 - переходный отсек 11С517А2; 8 - ракетный блок «И» РН «Союз»

16. ПЕРСПЕКТИВНЫЕ СРЕДСТВА ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

16.1. Модернизированные ракеты-носители на базе РН «Союз»

Модернизация РН «Союз» происходит с целью расширения функциональных возможностей и грузоподъемности ракеты, а также сокращения номенклатуры выпускаемых промышленностью вариантов составных частей ракеты (унификация). Модернизация проводится в кооперации с ведущими предприятиями ракетно-космической отрасли России и Франции.

В табл. 16.1 представлены рассматриваемые варианты модификации ракеты-носителя «Союз» и некоторые основные отличия от предыдущих вариантов. Данные по массе КА относятся к опорной орбите. Более подробные сведения по модификации РН «Союз» приведены в работе [37].

Таблица 16.1

Варианты модификации ракеты-носителя «Союз»

Тип РН	Масса КА, т	Основные отличия
«Союз»	7,150	-
«Союз ФГ»	7,4	Малая модернизация ДУ и ПГС Использование РБ «Фрегат» Увеличенные габариты ГО
«Союз 2-1а»	7,4	Модернизация используемых ДУ Цифровая система управления Увеличенные габариты ГО Высокая точность параметров орбит выведения
«Союз 2-1б»	8,350	Замена двигателя третьей ступени на новый двигатель разработки КБХА
«Союз 2-2а»	11,450	Замена ДУ на боковых блоках на РД120 (НПО «Энергомаш») и на центральном блоке на НК-33. Увеличение массы топлива в центральном блоке. Третья ступень - новая разработка. Использование разгонного блока «Корвет»
«Онега»	14	Третья ступень «кислородно-водородная» с увеличенным диаметром ракетного блока

Ракету-носитель «Союз 2-1а» предполагается также запускать с космодрома «Куру».

Ракета-носитель «Союз-2-2а» по данным [37] получила наименование РН «Ямал», а по данным [39] - РН «Аврора». Диаметр верхней части центрального блока А и диаметр ракетного блока И увеличены по сравнению с базовым вариантом РН «Союз» до 3,45 м. На второй ступени ракеты «Союз-2-2а» предполагается устанавливать двигатель НК-33 или РД 121.21. Массовая сводка РН «Союз-2-2а» с двигателями НК33 приведена в табл. 16.2.

В этой таблице введены следующие сокращения:

ГО - головной обтекатель;

ББ - боковые блоки;

ЦБ - центральный блок;

РКН - ракета космического назначения;

III - третья ступень.

Таблица 16.2

Массовая сводка РН «Союз-2-2а»

Наименование	ББ	ЦБ	III ст.	РКН
1. Головная часть				11450
- КА				9500
- ГО диаметр 4,11 м, длина 11,433 м				1500
- переходный отсек				450
2 Сухое изделие	6500	8000	2714	
3. Заправляемые компоненты	67780	118862	23012	
- окислитель	48898	85711	16354	
- горючее	18727	32881	6575	
- жидкий азот	40	72	26	
- сжатый воздух	1	1	0	
- газообразный азот	2	11	0	
- гелий	51	91	27	
- кислород	4	6	2	
- воздух	1	1	2	
4. Заправленное изделие	74280	126862	25726	312598
5. Стартовая масса изделия	72734	126316	25726	310960
6. Изделие в конце работы I ступени	7808	89490	25726	142282
7. РКН в начале работы II ступени				126666
8. Изделие в конце работы II ступени		9246	25731	44932
9. Изделие в начале работы III ступени			25658	35613
10. Изделие в конце работы III ступени			2623	12578

В настоящее время ведется проработка вариантов использования возвращаемых боковых блоков в составе ракеты-носителя «Союз». Причем просматриваются два варианта: с самолетной схемой посадки (как и РБ «Байкал» - см. далее) и спуска боковых блоков на парашюте (как у РН «Энергия»).

16.2. Создание серии ракет-носителей различной грузоподъемности на основе унификации ракетных блоков

В настоящее время во всех странах мира, имеющих ракетно-космическую технику, наблюдается тенденция создания серии ракет-носителей различной грузоподъемности на основе унификации ракетных блоков. Стоимость запуска космических грузов уменьшается в связи с использованием унифицированных ракетных блоков и возможностью выбора модификации ракеты-носителя применительно к конкретной полезной нагрузке.

На рис. 16.1 представлен проект семейства ракет-носителей «Ангара» [39] грузоподъемностью от 2 до 28, 5 тонн.

Основой данного семейства ракет-носителей является универсальный ракетный модуль первой ступени. Из таких модулей может собираться пакет для обеспечения высокой грузоподъемности ракеты. Возможные компоновочные схемы верхних ступеней представленного семейства ракет-носителей показаны на рисунке.

Стартовая масса и масса полезной нагрузки РН семейства «Ангара» [36] при пусках с космодрома «Плесецк» на различные орбиты с углом наклона плоскости орбиты 63 градуса и геостационарную орбиту (ГСО) представлены в табл. 16.3.

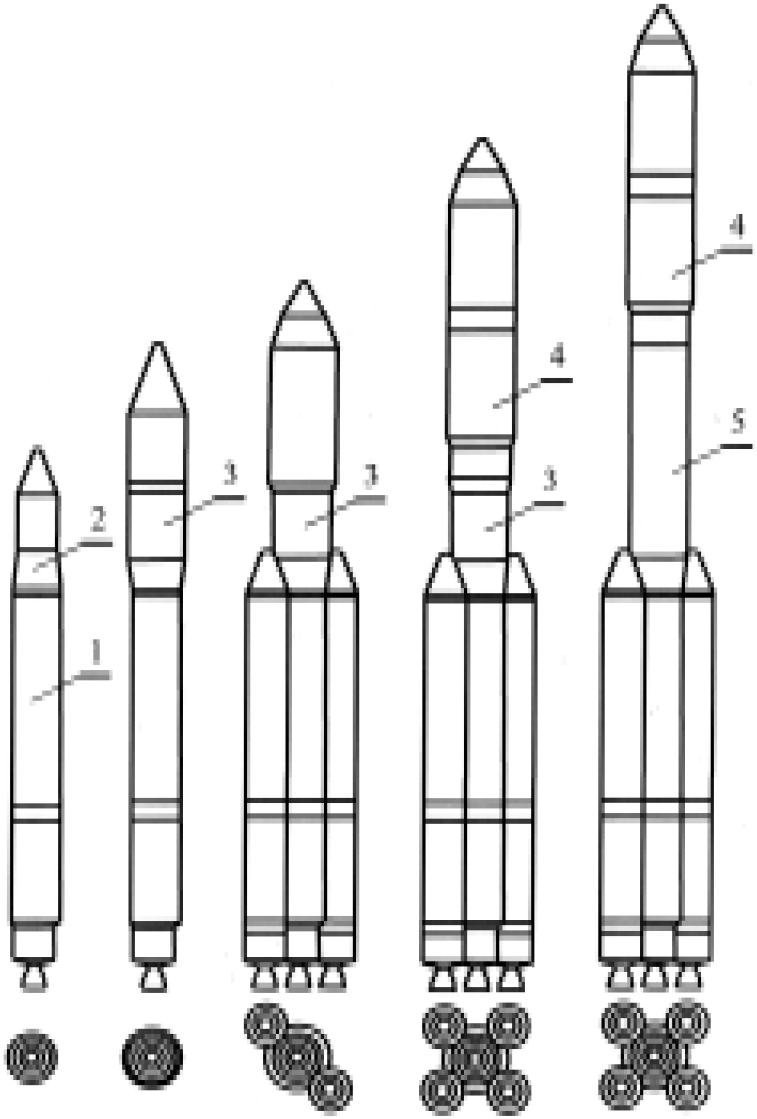


Рис. 16.1. Семейство ракет-носителей «Ангара»:
1 - универсальный РБ; 2 - центральный блок РБ «Бриз-М»;
3 - РБ второй (третьей) ступени; 4 - РБ «КВРБ»; 5 - РБ-«УКРБ»

Таблица 16.3

Характеристики РН семейства «Ангара»

Характеристики	Легкий класс		Средний класс	Тяжелый класс	Сверхтяжелый класс
	«Ангара-1.1»	«Ангара-1.2»	«Ангара-3А»	«Ангара-5А»	«Ангара-5А» с «УКВБ»
Стартовая масса, т	145	167	478	772	790
Масса ПН, т					
$H_{кр}$=200км	2	3,7	14	24,5	28,5
$H_{кр}$=5500км			2,3	6,6	8,0
ГСО	-	-	1,0	4,0	5,0

Имеются и другие проекты создания семейства ракет-носителей на основе РН: «Дельта», «Титан» и др. (США); «Ариан» (Европейское космическое агентство); «Великий поход» (Китай); «Протон» и др. (Россия).

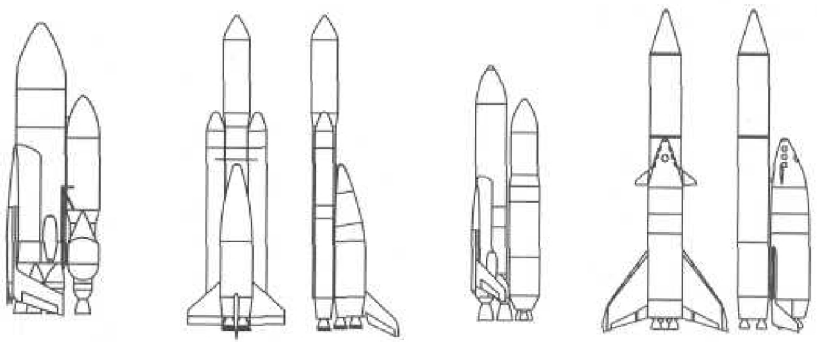
16.3. Использование возвращаемых ракетных блоков

Ракеты-носители с возвращаемыми ракетными блоками называют еще «частично многоразовыми ракетно-космическими системами». Причем могут возвращаться не только первые ступени ракет-носителей, боковые ускорители, но и многоразовые космические самолеты.

Проекты вариантов частично многоразовых ракетно-космических систем, разработанные РКК «Энергия» (а); КБ «Салют» (б); НПОмаш (в); ЦНИИмаш (г), показаны на рис. 16.2 [39]. Некоторые характеристики данных разработок представлены в табл. 16.4 [39]. В этой таблице введены следующие сокращения: ВРУ - возвращаемый ракетный ускоритель; БВ - блок выведения.

На всех ракетных блоках используется топливо - «жидкий кислород - жидкий водород». В варианте (а) РКК «Энергия» используется перелив топлива. В остальных вариантах перелив топлива не используется.

В вариантах (а) и (в) на возвращаемых ракетных ускорителях устанавливаются по два турбореактивных двигателя АЛ31, которые используются для возврата их на аэродром и посадки.



а) б) в) г)

Рис. 16.2. Варианты частично многоразовых ракетно-космических систем

Таблица 16.4

Многоразовые ракетно-космические системы

Разработчик	Вариант (а) РКК «Энергия»	Вариант (б) КБ «Салют»	Вариант (в) НПОмаш	Вариант (г) ЦНИИмаш
Год разработки	1996	1997	1995	1995
Стартовая масса, т	674	750	570	548
Масса полезного груза (H=200 км, i=51°), т	26	24,1	25	25
Стартовая тяговооруженность	1,31	1,22	1,37	1,47
Число М разделения ступеней	8,5	3,24		4,2
Относительная масса полезной нагрузки, %	3,85	3,2	4,38	4,5
Базовые диаметры блоков ВРУ/БВ, м	7,7/5,0 и 3,9	6,3/3,9	6,0/5,6	7/5,4
Габариты РН длина × размах крыла, м	43 ×30	63,9 × 24,8	46,2 × 27,0	60 × 22,7
Количество двигателей ВРУ/БВ	5/1	4/2	4/3	5/2
Тип двигателей ВРУ/БВ	РД-0120 /РЛ-0120	РА-0120 /РД-0120	РД-0120/ РД-0120 + А56	Новые разработки
Тяга одного двигателя ВРУ ($P_{земн}/P_{пуст}$), kH	1472/1900	1565/1858	1476/1900	1154/1456
Масса маршевого топлива на ВРУ/БВ, т	408,6/105,6	216,8/421,2	320/115	189,1/256

На рис. 16.3 представлен проект возвращаемого ракетного блока «Байкал», который предполагается использовать в качестве первой ступени РН «Ангара» легкого класса [39].



Рис. 16.3. Проект возвращаемого ракетного блока «Байкал» (в качестве первой ступени РН «Ангара» легкого класса)

При старте РН крылья разгонного блока «Байкал» сложены. После отделения от второй ступени ракеты-носителя раскладываются крылья, включаются воздушно-реактивные двигатели и выдвигаются шасси возвращаемого разгонного блока. Посадка осуществляется в автоматическом режиме на специальный аэродром по самолетной схеме.

Использование возвращаемых ракетных блоков первых ступеней ракет-носителей позволяет минимизировать отчуждаемые территории, предназначенные для падения ракетных блоков, и проводить запуски с широким спектром азимутов.

16.4.Морской старт

Преимущества морского старта заключаются в том, что отсутствует необходимость в отчуждении территорий для падения ракетных блоков. Кроме того, старт можно осуществлять с любой широты мирового океана.

На рис. 16.4 представлена схема старта, которая реализована РКК «Энергия» совместно с Украиной (РН «Зенит») и некоторыми другими странами [39].



Рис. 16.4. Схема морского старта

Проект морского старта реализован и уже используется на мировом рынке для запуска космических аппаратов различного назначения.

16.5. Старты с самолета

Старты ракет-носителей с самолета предоставляют возможность существенно снизить стоимость запуска космических грузов. Преимущества таких стартов следующие.

Начальная масса ракеты, стартующей с самолета, на 30…40 % ниже начальной массы ракеты, стартующей с поверхности Земли, так как запуск осуществляется с самолета, летящего на высотах 10…17 км со скоростью от 0,8 М до 2,5 М (М - число Маха).

Количество ракетных блоков при таком способе запуска ракет обычно меньше, чем при старте с Земли. Причем количество невозвращаемых ракетных блоков минимально.

Не требуется стационарных стартовых устройств. Можно осуществлять запуск ракет-носителей с акватории мирового океана, что не требует отчуждения территорий для падения отработавших ракетных блоков. Запуск можно осуществлять практически с любых широт, что особенно важно для запуска геостационарных КА.

В настоящее время существует несколько такого рода проектов. Основные характеристики некоторых проектов приведены в табл. 16.5.

Ракета или другие составные части для запуска полезных нагрузок в космос могут располагаться над самолетом, под самолетом или внутри фюзеляжа самолета. Иллюстративные материалы по некоторым проектам стартов с самолета представлены на рис. 16.5- 16.9.

Таблица 16.5

Основные характеристики некоторых проектов стартов с самолета

Самолеты	Ан-124	Ту-160	Ту-160	Ту-22	МиГ-31
Тип ракеты	«Полет»	«Бурлак»	«Штиль-3а»	«Скиф»	Ракета ПРО
Начальная масса ракеты, т	102	32	46,6	17	7,5
Масса КА на опор. орбите, кг	4000	770	1200	340	200
Угол тангажа при сбросе, град	25	0	25	25	20
Высота сброса, км	10	12,5	12,5	17	6

На рис. 16.5 представлена компоновочная схема самолетного старта по проекту «Молния» [39]. В качестве самолета-носителя используется Ан-225 («Мрия»), грузоподъемность которого составляет 250 т, топливный бак и космический самолет располагаются над фюзеляжем самолета.

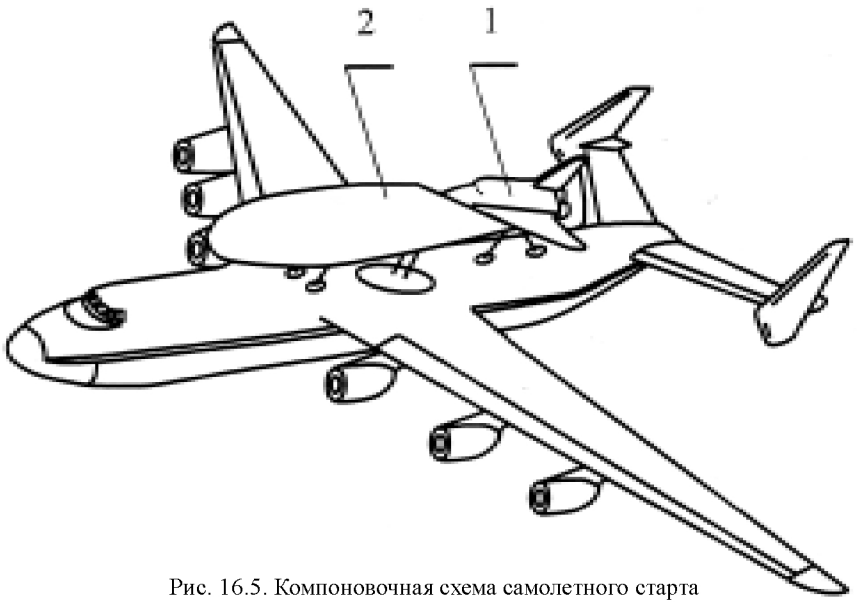


Рис. 16.5. Компоновочная схема самолетного старта по проекту «Молния»

На рис. 16.6 представлена схема старта с самолета Ту-160. Ракета подвешена под фюзеляжем самолета между двигателями и стойками шасси.

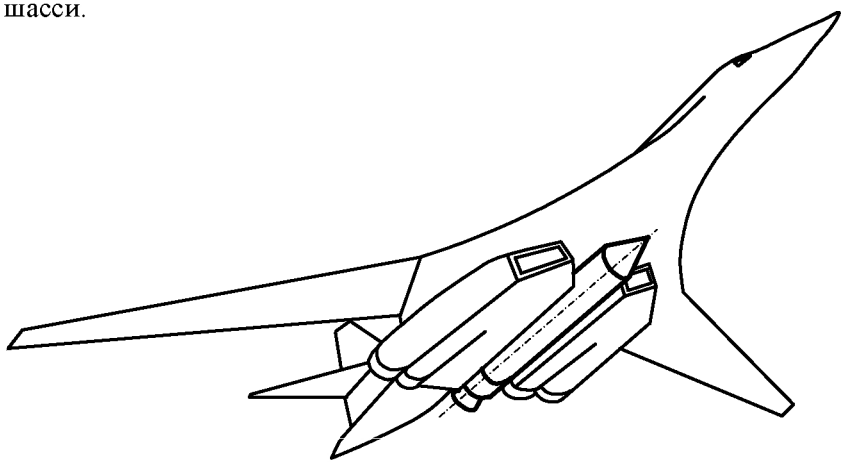


Рис. 16.6. Старт с самолета Ту-160

На рис. 16.7 представлена схема компоновки и запуска ракеты-носителя по проекту Головного и Волжского конструкторского бюро РКК «Энергия».

Ракета устанавливается внутри фюзеляжа (показана пунктирными линиями). После сброса с самолета ракета разворачивается и далее летит в соответствии с заданной программой по углу тангажа.

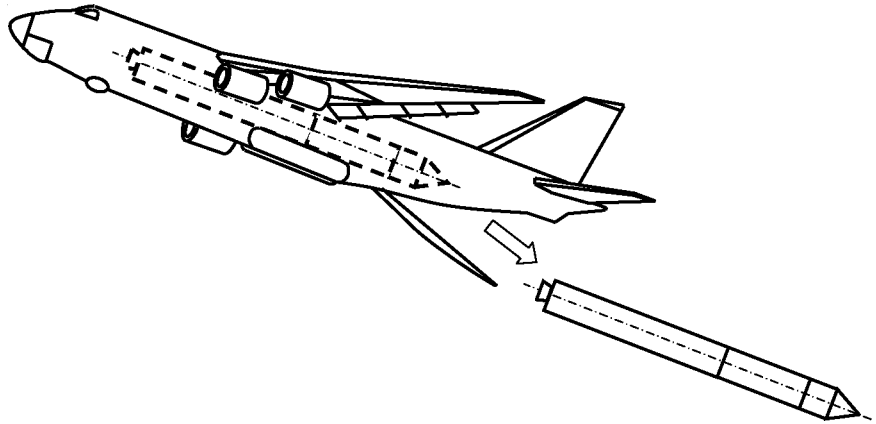


Рис. 16.7. Компоновочная схема самолетного старта по проекту Волжского филиала РКК «Энергия»

Стартовая масса ракеты составляет примерно 100 т, масса полезной нагрузки - 4 т. В качестве самолета-носителя используется Ан-124 «Руслан». Сброс ракеты осуществляется на высоте 10…12 км под углом к горизонту (угол тангажа) 25 градусов путем выдвижения ракеты из фюзеляжа назад. Затем осуществляются запуск ракетного двигателя и полет по программе.

Для запуска малоразмерных космических аппаратов можно использовать более легкие самолеты. На рис. 16.8 представлена схема самолетного старта по проекту МАИ (руководитель проекта профессор Малышев Г.В.).

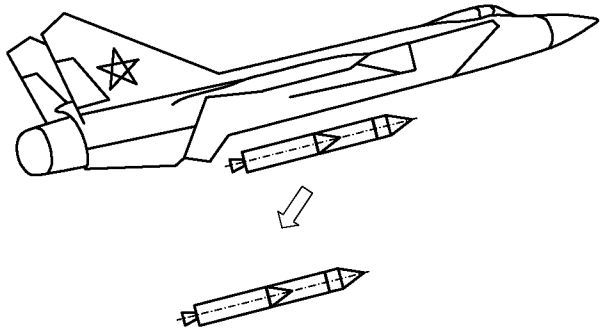


Рис. 16.8. Схема установки и сброса ракеты

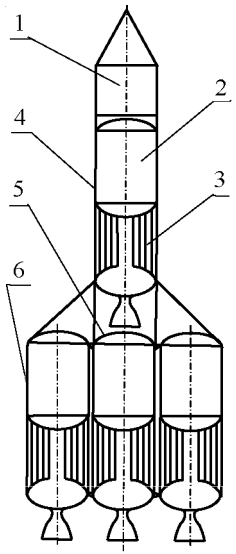


Рис. 16.9. Компоновочная схема противоспутниковой ракеты: *1* - полезная нагрузка; *2* - бак окислителя; *3* - камера сгорания с горючим; *4* - ракетный блок третьей ступени; *5* - ракетный блок второй ступени (1 шт); *6* - ракетные блоки первой ступени (2 шт)

В качестве самолета-носителя используется самолет-перехватчик МиГ-31, который предназначался ранее для запуска противоспутниковых ракет. Схема противоспутниковой ракеты, модернизированной для запуска малоразмерных космических аппаратов, представлена на рис. 16.9. Отличительной чертой данной ракеты является использование комбинированного топлива. В качестве окислителя используется жидкий кислород, а в качестве горючего – каучук. Окислитель располагается в отдельных баках и поступает под давлением в камеру сгорания, непосредственно в которой располагается твердое горючее.

Характеристики ракеты

Начальная масса ракеты – 7,5 т.

Масса полезной нагрузки – 200 кг.

Высота полета самолета в момент сброса ракеты – 6 км.

Начальный угол наклона траектории в момент сброса- 20°.

Скорость самолета при сбросе ракеты 700 м/с.

Начальная перегрузка 1,1.

16.6. Полностью многоразовые многоцелевые авиационно-космические системы

В качестве «первой» ступени в полностью многоразовых многоцелевых авиационно-космических системах используются гиперзвуковые самолеты-носители. В качестве второй (возвращаемой) ступени используется многоразовый космический самолет.

В гиперзвуковых самолетах, используемых в качестве самолетов-носителей, как правило, имеется две группы двигателей:

- обычные турбореактивные двигатели, с помощью которых самолет взлетает и разгоняется до скорости, соответствующей примерно 3…3,5 М (М - число Маха);

- прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД), с помощью которых самолет может разгоняться до 6 М.

Необходимость в двух группах двигателей вызвана тем, что ПВРД могут запускаться только при большой начальной скорости набегающего потока воздуха - (0,8 М и выше).

Имеются также проекты одноступенчатых полностью многоразовых космических ракетопланов. Однако стартовая масса их велика. Так, по проекту РКК «Энергия» [39] для доставки полезной нагрузки 10 т на низкую орбиту стартовая масса такого ракетоплана составляет 1400 т. Он взлетает вертикально, а осуществляет посадку горизонтально.

16.7. Запуск малогабаритных космических аппаратов

Для запуска малогабаритных космических аппаратов, обладающих малой массой, использование отдельных ракет-носителей нецелесообразно. Экономичнее всего запускать такие аппараты совместно с «большими и тяжелыми» аппаратами. Такой метод запуска еще называют «попутным».

Впервые такого рода запуски осуществлялись в рамках развития творчества студентов. Например, в 80-х и 90-х годах 20-го века были запущены студенческие спутники Московского авиационного института, Куйбышевского авиационного института (впоследствии Самарского государственного аэрокосмического университета) и др. Такие спутники решали относительно простые задачи. В частности, спутник «Пион» Куй-

бышевского авиационного института (руководитель проекта профессор Ю.Л.Тарасов) был неуправляемым, имел форму сферы и определенный баллистический коэффициент. Этот спутник запускался совместно с космическим аппаратом «Зенит» (ЦСКБ, г. Самара) и предназначался для исследования состояния разреженной атмосферы по результатам его торможения, которое оценивалось с помощью наземных радиолокационных средств.

В настоящее время, в связи с развитием элементной базы микроэлектроники, наблюдается тенденция минимизации массы и габаритов спутников с сохранением функциональных возможностей спутников, которые ранее имели большие массу и габариты. В этой связи сейчас многие солидные организации (в том числе и некоторые университеты) кооперируются с предприятиями ракетно-космической организации для попутного запуска своих спутников.

В принципе малогабаритные спутники можно запускать попутно практически со всеми «тяжелыми» спутниками, если у ракет-носителей имеется небольшой резерв массы по полезной нагрузке. Например, малогабаритные КА можно запускать попутно с космическим аппаратом «Фотон» на ракете-носителе «Союз» (ЦСКБ, г. Самара). Причем в зависимости от используемого варианта модернизированной РН «Союз» резерв массы уже сейчас может составлять от нескольких килограммов до 300 кг, а при реализации планируемых вариантов модернизации может составить 800 и более килограммов .

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В настоящем учебном пособии рассмотрены вопросы выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика проектируемых ракет-носителей. Многие вопросы в этом учебном пособии не затрагивались из-за ограниченности объема пособия. Желающих более подробно изучить некоторые частные вопросы проектирования ракет-носителей отсылаем к списку использованных источников.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Справочник по расчету самолета на прочность / М. Ф. Астахов, А. В. Караваев, С. Я. Макаров, Я. Я. Суздальцев. - М.: Оборонгиз, 1954. - 708 с.

2. Основные данные иностранных управляемых и неуправляемых снарядов и ракет (по материалам иностранной печати). - Ротапринт бюро научно-технической информации ЦАГИ. Декабрь 1958 г.

3. Ракеты-носители, спутники и космические летательные аппараты США (по материалам иностранной печати): Обзоры. Переводы. Рефераты. ЦАГИ. 1963. № 83. -43 с.

4. Основные данные зарубежных управляемых снарядов (по материалам иностранной печати). - Ротапринт бюро научно-технической информации ЦАГИ. Июнь 1964 г.

5. Основные данные зарубежных управляемых снарядов (по материалам иностранной печати). - Ротапринт бюро научно-технической информации ЦАГИ. Декабрь 1964 г.

6. Основные данные зарубежных управляемых снарядов (по материалам иностранной печати). - Ротапринт бюро научно-технической информации ЦАГИ, 1967.

7. Инженерный справочник по космической технике. / Редколлегия: И. И. Караваев, А. А. Кудряшов, А. П. Лимаренко и др.; Под общ. ред. А. В. Солодова. - М.: Министерство обороны, 1969. – 693 с.

8. Конструкция управляемых баллистических ракет / Под ред. А. М. Синюкова и Н. И. Морозова. - М.: Воениздат, 1969. – 444 с.

9. Фертрегт М. Основы космонавтики / Пер. с англ. А.Н. Рубашова; Под ред. А.А. Космодемьянского. - М.: Просвещение, 1969. - 302 с.

10. Белоконов В.М. Конспект лекций по динамике полета. - Куйбышев: КуАИ, 1970.

11. Проектирование и испытания баллистических ракет. / Под ред. В.И. Варфоломеева и М.И. Копытова. - М.: Воениздат, 1970. – 302 с.

12. Дракин И. И. Основы проектирования беспилотных ЛА с учетом экономической эффективности. - М.: Машиностроение, 1973. – 224 с.

13. Москаленко Г.М. Инженерные методы проектирования в ракетодинамике. - М.: Машиностроение, 1974. – 392 с.

14. Шеверов Д.Н. Проектирование беспилотных летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1978. – 264 с.

15. Феодосьев В. В. Основы техники ракетного полета. - М.: Наука, 1979. – 496 с.

16. Альбом основных характеристик зарубежных ракет-носителей и баллистических ракет./Сост. доц. Белоконов В.М. – Куйбышев: КуАИ, 1979. - 82 с.

17. Творческое наследие академика Сергея Павловича Королева: Избранные труды и документы. / Под общей ред. акад. М.В.Келдыша. - М.: Наука, 1980. - 592 с.

18. Ракеты-носители / Под ред. проф. С.О. Осипова. - М.: Воениздат, 1981. - 315 с.

19. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы): Учебник для технических вузов /В.П.Мишин, В. К. Безвербый, Б.М. Панкратов и др.; Под ред. В. П. Мишина. – М.: Машиностроение, 1985. - 360 с.

20. Космонавтика: Энциклопедия / Гл. редактор В.П. Глушко. - М.: Советская энциклопедия, 1985. - 528 с.

21. Друшляков Ю.И., Ежкова И.В. Теоретические основы программирования: Учеб. пособие. – М.: МАИ, 1986. -61 с.

22. Белоконов В.М., Вьюжанин В.А. Расчет летных характеристик летательных аппаратов с применением ЭВМ. – Куйбышев: КуАИ, 1987. - 68 с.

23. Основы строительной механики ракет. / Л. И. Балабух, К. С. Колесников, В. С. Зарубин и др. - М.: Высшая школа, 1989. – 496 с.

24. Андреев С. В. Баллистические ракеты. – Куйбышев: КуАИ, 1989. – 57с.

25. Сердюк К.В., Толяренко Н.В., Хлебникова Н.Н. Транспортные средства обеспечения космических программ. / Под ред. акад. В.П.Мишина//Итоги науки и техники. Сер. Ракетостроение и космическая техника. – М.: ВИНИТИ, 1990. Т. II. - 276 с.

26. Томилов В. Н. Основы устройства и управления полетом летательных аппаратов: Учеб. пособие. – Куйбышев: КуАИ, 1991. – 96 с.

27. Основы конструирования ракет-носителей: Учебник для студентов втузов / Под ред. В.П. Мишина и В.К. Карраска. – М.: Машиностроение, 1991. – 416 с.

28. Голубев И.С., Самарин А.В. Проектирование конструкций летательных аппаратов: Учебник для студентов втузов. - М.: Машиностроение, 1991. -512 с.

29. Кобелев В.Н., Милованов А.Г. Ракеты-носители: Учеб. пособие. – М.: МАТИ, 1993. – 183 с.

30. Пневмогидравлические системы летательных аппаратов: Учеб. пособие. / Л. Г. Лукашев, А. Г. Прохоров, В. М. Сайгак, С. Н. Храбрых. – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 1993. – 61 с.

31. Ракеты-носители: Учеб. пособие / Под ред. В.Н. Кобелева, А. Г. Милованова. – М.: НГАТУ, 1993.

32. Основные проектные параметры ракет-носителей: Метод. указания для студентов./ Автор-сост. В.И.Куренков. - Самара, 1994.

33. Юмашев Л.П. Устройство ракет-носителей (сухие отсеки и топливные баки): Учеб. пособие. – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 1995. – 57 с.

34. Ракетно-космическая корпорация “Энергия” имени С. П. Королева. – М.: МЕНОНСОВПОЛИГРАФ, 1996. – 672 с.

35. Методические и организационно-технические вопросы надежности космических аппаратов: Конспект лекций / В.И.Куренков, В.И. Кузнецов, В.М. Сайгак, В.А. Капитонов. – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 1997. – 42 с.

36. Юмашев Л.П. Устройство ракет-носителей (вспомогательные системы): Учеб. пособие. – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т., 1999. – 190 с.

37. Развитие космических средств выведения среднего класса типа «Союз». / Козлов Д.И., Фомин Г.Е., Новиков В.Н., Широков В.А. // Сб. научно-технических статей по ракетно-космической тематике. – Самара: ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», 1999. – С. 13-21.

38. Карпенко А.В., Уткин А.Ф., Попов А.Д. Отечественные стратегические ракетные комплексы /Под ред. акад. РАН В.Ф. Уткина. – СПб: Невский бастион - Гангут, 1999. – 288с.

39. Уманский С. Ракеты-носители. Космодромы. / Под ред. Ю.Н. Коптева. - М.: Рестарт+, 2001. – 216 с.

40. Гущин В.Н. Информационно-компьютерная технология (ИК-технология) разработок летательных аппаратов. – Жуковский: Авиационный печатный двор, 2001. – 248 с.

41. Баллистические ракеты и ракеты-носители: Пособие для студентов вузов/ О.М. Алифанов, А.Н. Андреев, В.Н. Гущин и др.; Под ред. О.М. Алифанова. – М.: Дрофа, 2004. – 512 с.

Учебное издание

Куренков Владимир Иванович

Юмашев Леонард Петрович

ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК И КОНСТРУКТИВНОГО ОБЛИКА РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Учебное пособие

Редактор Т.К. Кретинина
Компьютерная верстка И.И. Спиридонова

Подписано в печать 16.09.05. Формат 60х84 1/16.
Бумага офсетная. Печать офсетная.
Усл.печ.л. 14,0 . Усл.кр.-отт. 14,1. Уч.-изд. л. 15.0.
Тираж 350 экз. Заказ . Арт. С-7/2005.

Самарский государственный аэрокосмический университет.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

РИО Самарского государственного аэрокосмического университета.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.