

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА»
(Самарский университет)

В.В. ВОЛОЦУЕВ, И.С. ТКАЧЕНКО

ВВЕДЕНИЕ В ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУИРОВАНИЕ И ПРОИЗВОДСТВО РАКЕТ

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

САМАРА

Издательство Самарского университета

2017

УДК: 629.78 (075)

ББК 39.62я7

В685

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов Самарского университета А. В. Б о л д ы р е в;
канд. техн. наук, заместитель генерального конструктора по научной работе АО «РКЦ «Прогресс»
Е. В. К о с м о д е м ь я н с к и й

Волоцув, Владимир Валериевич

В685 Введение в проектирование, конструирование и производство ракет: учеб. пособие / *В. В. Волоцув, И.С. Ткаченко.* – Самара: Изд-во Самарского ун-та, 2017. – 88 с.

ISBN 978-5-7883-1136-4

В данном учебном пособии описываются: принципы проектирования, конструирования и производства ракетно-космической техники; принципы организации современных компаний по созданию и эксплуатации ракет.

Предназначено для студентов начальных курсов в рамках дисциплины «Введение в специальную технику» по специальности 24.05.01 Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов и направлению подготовки 24.03.01 Ракетные комплексы и космонавтика.

Подготовлено на кафедре космического машиностроения Самарского университета.

УДК: 629.78 (075)

ББК: 39.62я7

ISBN 978-5-7883-1136-4

© Самарский университет, 2017

ОГЛАВЛЕНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ	5
ВВЕДЕНИЕ	6
1 ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О РАКЕТАХ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ	7
1.1 Принцип движения ракет	7
1.2 Основные отсеки ракеты	11
1.3 Виды реактивных двигателей и ракетных топлив	12
1.4 Ступени ракеты	16
1.5 Основные этапы жизненного цикла ракеты	18
2 ВВЕДЕНИЕ В ПРОЕКТИРОВАНИЕ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ	21
2.1 Процесс проектирования ракеты	21
2.2 Расчёт массовых характеристик одноступенчатой ракеты космического назначения	23
2.3 Расчёт массовых характеристик многоступенчатой ракеты	27
2.4 Модели для оценки внешних сил, действующих на ракету в полёте	30
2.4.1 Виды внешних сил	31
2.4.2 Внешние силы, действующие на ракету в полете	33
2.5 Пример приближенного расчёта траектории движения ракеты в полете	43
3 ВВЕДЕНИЕ В КОНСТРУИРОВАНИЕ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ	49
3.1 Процесс конструирования ракеты	49
3.2 Модели оценки внутренних сил в конструкции ракеты	52
3.3 Понятие о прочностном расчёте конструкции ракеты	54
3.4 Пример расчёта конструкционных характеристик деталей ракеты	62
4 ВВЕДЕНИЕ В ПРОИЗВОДСТВО РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ	67
4.1 Понятие о технологии производства	67
4.2 Способы создания деталей	68
4.3 Способы сборки	71
4.4 Понятие «коэффициент использования материала»	72

4.5 Пример технологического процесса производства топливного бака ракеты	74
5 ОРГАНИЗАЦИЯ ИНФРАСТРУКТУРЫ ДЛЯ СОЗДАНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИИ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ ...	76
5.1 Компании-разработчики ракет космического назначения	76
5.2 Структура ракетно-космического центра.....	79
5.3 Космодромы.....	80
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	85
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	86

ПРЕДИСЛОВИЕ

Настоящее учебное пособие является первой частью комплекса учебных пособий, в которых описываются начальные основы проектирования, конструирования и производства ракетно-космической техники.

Учебное пособие предназначено для обучающихся на первом курсе студентов специальности 24.05.01 «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов» и бакалавров по направлению 24.03.01 «Ракетные комплексы и космонавтика».

При рассмотрении материала настоящего учебного пособия предполагается, что читатель обладает знаниями математики и физики и ряда естественных наук в объеме средней школы.

Целью данного учебного пособия является подготовка студентов первого курса к успешному освоению общеинженерных и специальных дисциплин старших курсов.

Более подробные сведения из области проектирования и конструирования ракет-носителей могут быть получены студентами из учебного пособия доктора технических наук, профессора кафедры космического машиностроения В.И. Куренкова «Основы проектирования ракет-носителей. Выбор основных проектных характеристик и формирования конструктивного облика» под редакцией доктора технических наук, профессора А.Н. Кирилина.

Отдельно авторы выражают благодарность рецензентам – доктору технических наук, профессору кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов Самарского университета Андрею Вячеславовичу Болдыреву и кандидату технических наук, заместителю генерального конструктора по научной работе АО «РКЦ «Прогресс» Евгению Владимировичу Космодемьянскому за ценные замечания и рекомендации, которые были учтены при подготовке рукописи учебного пособия к изданию.

ВВЕДЕНИЕ

К настоящему времени ракетно-космическая отрасль получила широкое распространение. Она включает в себя огромную инфраструктуру: проектно-конструкторские организации; заводы по производству ракетно-космической техники; лаборатории; космодромы и многие другие смежные организации. Организованы целые институты, которые занимаются подготовкой инженеров с образованием в области разработки ракетно-космической техники.

Одной из тематик производства ракетно-космической техники является создание ракет космического назначения.

Современная ракета является передовым сложным техническим изделием. Поэтому инженеру-ракетостроителю требуется обладать широким набором знаний в области естественных и технических наук, которыми он будет пользоваться в процессе создания ракет.

Весь жизненный цикл ракеты космического назначения принято разделять на следующие этапы: проектирование; конструирование; производство; эксплуатацию. На этапе проектирования создается исходная информация о внешнем облике ракеты в форме описания будущих характеристик (к примеру, массы, внешнего вида, характера движения и т.п.). На этапе конструирования осуществляется детальная проработка проекта ракеты, результатом которой является создание подробных чертежей, несущих информацию, как и из чего «собирать» ракету. На этапе производства при наличии конструкторских чертежей решаются задачи: на каком оборудовании сделать детали, собрать узлы и агрегаты и ракету-носитель в целом. Также неотъемлемой частью производства является испытание частей ракеты-носителя на надежность. На этапе эксплуатации решаются такие задачи, как подготовка ракеты к запуску, непосредственно осуществление запуска.

В настоящем учебном пособии описаны основные задачи проектирования, конструирования и производства ракет космического назначения, а также приведена информация по состоянию инфраструктуры создания и эксплуатации ракет космического назначения в настоящее время.

1 ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О РАКЕТАХ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

1.1 Принцип движения ракет

Реактивное движение

Основным способом движения ракеты является *реактивное движение*, то есть движение, которое возникает при отделении части массы от тела с некоторой отличной относительной скоростью. К примеру, если надуть детский надувной шар и отпустить, то выходящий воздух будет двигаться в одну сторону, а шар – в другую (см. рис. 1.1.)

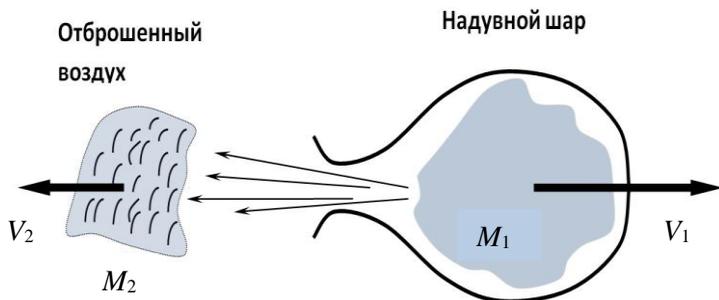


Рис. 1.1. Пример реактивного движения

Ракета в первоначальном представлении – это тело, внутри которого образуются газы и выбрасываются в окружающее пространство с определенной относительной скоростью, сама ракета осуществляет реактивное движение в пространстве.

В основе реактивного движения лежит закон сохранения импульса движения, уравнение которого в общем виде записывается следующим образом:

$$\sum_{i=1}^n (m_i \cdot V_i) = const, \quad (1.1)$$

где m_i – масса i -й точечной массы тела (системы тел); V_i – относительная скорость i -й точечной массы тела; n – количество точек тела.

Представим ракету в виде упрощенной модели, как показано на рис. 1.2. Масса ракеты при этом складывается из массы конструкции ракеты m_p и массы выбрасываемых газов m_2 . В определенный рассматриваемый момент времени ракета движется со скоростью V_p , отбрасываемые газы движутся со скоростью V_2 .

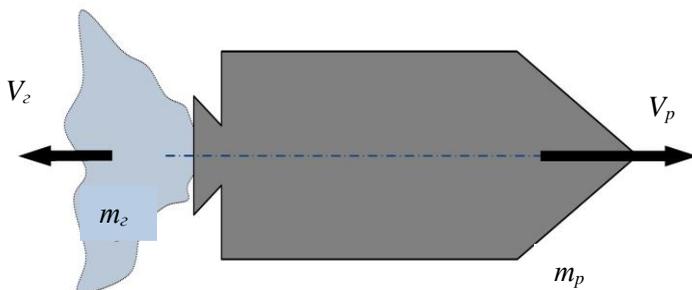


Рис. 1.2. Упрощенная модель ракеты

Закон сохранения импульса для фиксированного момента времени запишется в виде:

$$m_p \cdot V_p = m_2 \cdot V_2. \quad (1.2)$$

Преобразуем уравнение (1.2) к следующему виду:

$$V_p = \frac{m_2}{m_p} \cdot V_2. \quad (1.3)$$

Из уравнения (1.3) видно, что скорость движения ракеты, совершающей реактивное движение, зависит от скорости истечения газов и отношения массы конструкции ракеты к массе отброшенных газов. Соответственно, чем большую скорость требуется придать ракете, тем большее количество газов требуется отбросить.

Формула Циолковского

Уравнение (1.3) является справедливым для случая мгновенного отбрасывания части массы тела (ракеты). В реальности, когда требуется придать ракете большую скорость движения, то есть отбросить большое количество газов, то тратится относительно продолжительное время (несколько минут). В данном случае для расчета скорости движения ракеты используют уравнение, полученное русским ученым К.Э. Циолковским.

$$V_p = \omega \cdot \ln \left(\frac{m_p + m_z}{m_p} \right), \quad (1.4)$$

где V_p – скорость, которую приобретет ракета после истечения всех газов из сопла реактивного двигателя; ω – скорость истечения газов из двигателя ракеты; m_p – масса конструкции ракеты; m_z – масса газов, отброшенных ракетой.

Пример 1.

Требуется разогнать ракету с массой конструкции $m_p = 1000$ кг до скорости $v_p = 8000$ м/с, при этом известна скорость истечения газов $\omega = 4000$ м/с.

Решение:

1. Проведем преобразования выражения (1.4)

$$\frac{V_p}{\omega} = \ln \left(\frac{m_p + m_z}{m_p} \right), \quad e^{\frac{V_p}{\omega}} = \frac{m_p + m_z}{m_p}, \quad m_p \cdot e^{\frac{V_p}{\omega}} - m_p = m_z$$

и получим выражение (1.5)

$$m_z = m_p \cdot \left(e^{\frac{V_p}{\omega}} - 1 \right). \quad (1.5)$$

2. Подставив заданные в условиях задачи величины в выражение (1.5), получим, что масса отброшенных газов будет равна $m_z \approx 6340$ кг.

3. Масса ракеты вместе с топливом в момент старта будет равна $m_p + m_z = 7340$ кг (в 7,34 раза больше конечной массы ракеты).

Формула Циолковского используется на начальных этапах проектирования для определения ориентировочных массовых характеристик будущей ракеты.

Траектории движения ракет

Предшественником первых ракет, созданных в двадцатом веке, являлись реактивные снаряды. Реактивные снаряды в отличие от артиллерийских снарядов приобретали начальную скорость движения за счет использования реактивного двигателя. После выгорания ракетного топлива реактивный снаряд двигался по таким же принципам, как и артиллерийский снаряд. То есть траектория движе-

ния снаряда формировалась под действием таких основных природных сил, как сила тяжести и сила атмосферного сопротивления (см. рис. 1.3).

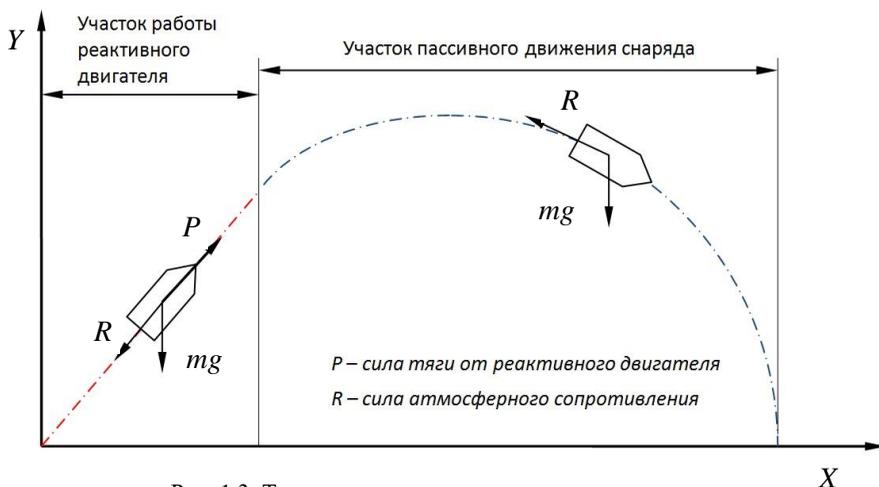


Рис. 1.3. Траектория движения реактивного снаряда

Траектория (условная линия в пространстве, по которой движется тело) движения ракеты под действием силы тяжести и силы атмосферного сопротивления называется **баллистической траекторией**. Наука о движении тел по баллистическим траекториям называется **баллистикой**.

Первые ракеты, целью которых являлась доставка взрывного заряда (химического или ядерного), назывались баллистическими ракетами. Особенностью подобных ракет является то, что реактивные двигатели работают на начальных участках движения, а затем полезный груз совершает пассивное движение по баллистической траектории.

В настоящее время к классу баллистических ракет относят ракеты класса земля-воздух (к примеру, зенитные ракеты), ракеты для доставки ядерных зарядов и тактические ракеты.

Следующим шагом развития ракетной техники являлась задача доставки полезного груза (к примеру, космического аппарата) на околоземную орбиту (траекторию движения вокруг Земли). Ракеты, выполняющие задачу доставки полезного груза на околоземную орбиту, отнесли к отдельному классу – **ракеты космического**

назначения. Упрощенный вид траектории движения ракеты космического назначения приведен на рис. 1.4.

A – точка конца работы реактивных двигателей ракеты-носителя
O – точка старта ракеты-носителя

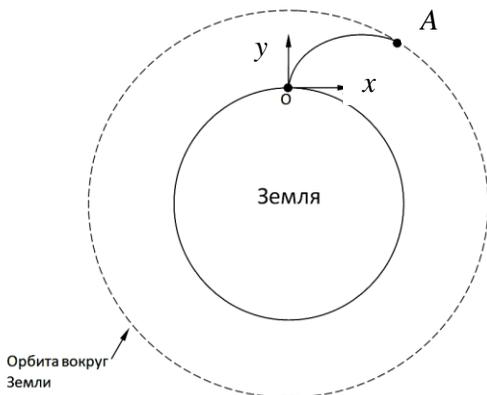


Рис.1.4. Модель траектории движения ракеты космического назначения

1.2 Основные отсеки ракеты

Ракета, как и другие виды транспортных аппаратов (самолеты, речные и морские суда и др.), состоит из нескольких отсеков (пространства внутри, полностью или частично изолированного от остальных частей аппарата).

В первую очередь в ракете должно присутствовать устройство, создающее реактивную силу (образование газов и выбрасывания их в окружающее пространство). Таким устройством является **реактивный двигатель**. Реактивный двигатель включает в свой состав два основных составных конструктивных компонента:

1) камера сгорания (в ней происходит химическая реакция горения между жидкими или твердыми веществами и образуются газообразные вещества с большой тепловой энергией);

2) реактивное сопло (в котором тепловая энергия образовавшихся газов преобразуется в кинетическую энергию движения, и ускорившиеся газы выбрасываются во внешнюю среду).

Образовавшиеся в камере сгорания газы также называют продуктами горения ракетного топлива.

Как правило, реактивные двигатели размещаются в отдельном отсеке, расположенном в хвостовой части ракеты. Указанный отсек с реактивными двигателями называют **хвостовым отсеком** ракеты.

Поскольку для работы реактивных двигателей ракеты требуется топливо (химические вещества, при реакции которых образуются продукты горения), то нужен отсек, в котором это топливо будет храниться. Данный отсек называется **топливным отсеком**.

Модель устройства ракеты в первом приближении можно представить, как на рис. 1.5.

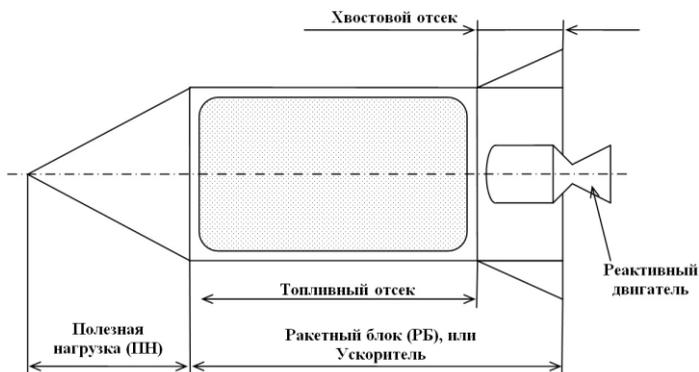


Рис. 1.5. Модель устройства ракеты-носителя в первом приближении

Из рис. 1.5 видно, что в ракете можно выделить три отсека: отсек полезной нагрузки; топливный отсек; хвостовой отсек. Топливный отсек и хвостовой отсек, как правило, считают единым блоком ракеты и называют **ракетным блоком**, или **ускорителем**.

1.3 Виды реактивных двигателей и ракетных топлив

Ракетное топливо включает в свой состав минимум два компонента, которые вступают в химическую реакцию в камере сгорания реактивного двигателя. Указанные компоненты называются:

- окислитель (вещество, содержащее в своем составе большое количество кислорода, отдаваемого при химической реакции);
- горючее (вещество, которое при химической реакции окисления (горения) принимает атомы кислорода и выделяет газы с большой тепловой энергией).

Реактивные двигатели на твёрдом топливе

В первых реактивных снарядах использовался реактивный пороховой двигатель. То есть топливом для такого двигателя являлся **порох** – твёрдая смесь веществ, способная гореть без доступа кислорода из внешней среды. Горючим компонентом в порохе являются углесодержащие вещества или нитроцеллюлозы. В качестве окислителя в порохе может использоваться нитрат калия.

Твёрдая пороховая смесь с горючим и окислителем в форме шашек закладывается в камеру сгорания реактивного порохового двигателя, которая одновременно является баком для хранения топлива. Во время старта с помощью воспламенителя пороховая смесь поджигается и начинается реакция горения с образованием пороховых газов, которые выбрасываются через реактивное сопло во внешнюю среду (см. рис. 1.6).

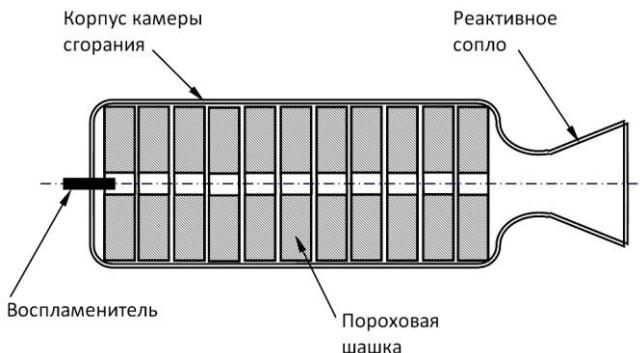


Рис. 1.6. Устройство реактивного порохового двигателя

Реактивные пороховые двигатели являются прародителем современных реактивных двигателей на твёрдом топливе (РДТТ) для ракет-носителей.

Реактивные двигатели на жидком топливе

Широкое применение в ракетах-носителях получили реактивные двигатели, в которых используются жидкие горючее и окислитель. К примеру, в качестве окислителя может использоваться жидкий кислород (O_2), горючим может быть жидкий водород (H_2) или керосин. Подобные реактивные двигатели называют жидкостными ракетными двигателями (ЖРД).

Жидкие компоненты ракетного топлива при перемешивании вступают в химическую реакцию. Поэтому хранить жидкие горючее и окислитель следует в отдельных топливных баках. Перемешивание жидких компонентов ракетного топлива происходит непосредственно в камере сгорания ЖРД. На рис. 1.7 приведена упрощенная модель устройства ракеты с ЖРД.

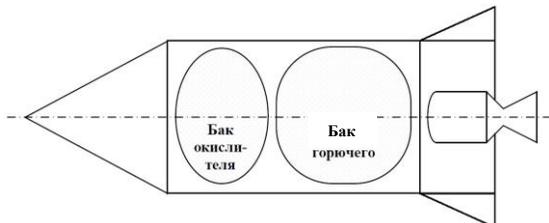


Рис. 1.7. Размещение ЖРД и баков с горючим и окислителем в ракете

Скорость истечения продуктов горения топлива из сопла реактивного двигателя

Рассмотрим выражение (1.5). Построим график зависимости массы топлива от скорости истечения продуктов сгорания топлива из сопла реактивного двигателя $m_c(\omega)$. Для примера будем использовать следующие исходные данные: $V_p = 5000$ м/с; $m_p = 2000$ кг.

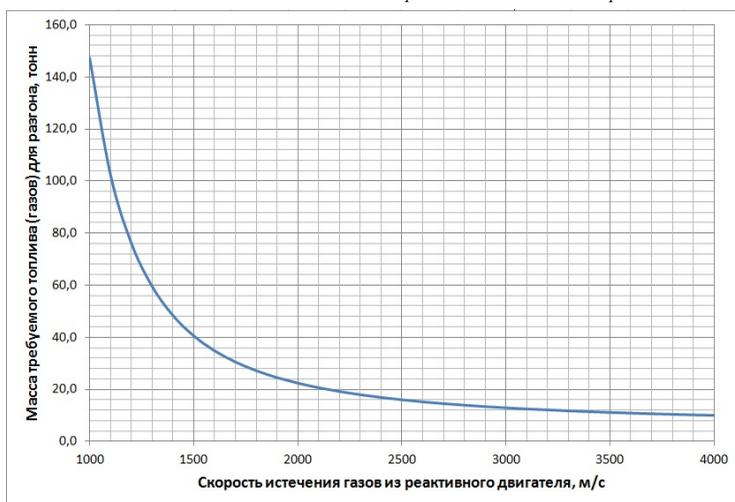


Рис. 1.8. Зависимость затрат массы продуктов горения топлива (газов) от скорости их истечения из ракетного двигателя

Из рис. 1.8 видно, что чем больше скорость истечения продуктов горения топлива (газов) из реактивного двигателя, тем меньше расход массы топлива для разгона ракеты до требуемой скорости.

Для увеличения скорости истечения продуктов горения топлива из реактивного двигателя, во-первых, используют специальную форму выходного отверстия (сопла) с расширяющимся диаметром (сопло Ловаля). Такая форма сопла позволяет увеличить скорость выбрасываемых газов.

Кроме того, при одинаковых технических характеристиках ракетного двигателя скорость истечения продуктов горения топлива будет зависеть от выбора химического состава горючего и окислителя. Максимальная скорость истечения (порядка 4000 м/с) получается при использовании топлива с жидким кислородом (окислителем) и жидким водородом (горючим).

В табл. 1.1 приведены величины скоростей истечения продуктов горения химических реактивных двигателей с часто используемыми компонентами топлива.

Таблица 1.1. Скорости истечения продуктов горения химических ракетных двигателей для разных видов топлива

Ракетное топливо		Скорость истечения м/с
Горючее	Окислитель	
Керосин	Азотная кислота	2700
Керосин	Четырёхокись азота	2800
Керосин	Жидкий кислород	3000
Диметилгидразин	Жидкий кислород	3200
Жидкий водород	Жидкий кислород	4000

Массовые проектные характеристики ракеты будут зависеть от выбора компонентов топлива. Наиболее экологически чистым и эффективным вариантом с точки зрения скорости истечения является топливо на жидком водороде и кислороде. Недостатком кислородно-водородного топлива является то, что оба компонента криогенные. То есть для получения и хранения жидких кислорода и водорода требуется создание очень низких температур. Это усложняет конструкцию топливных баков и системы подачи топлива в реактивный двигатель.

1.4 Ступени ракеты

Если проанализировать уравнение Циолковского (1.4), то можно сделать вывод, что для увеличения конечной скорости ракеты v_p следует увеличивать массу заправляемого топлива. Однако если потребуются увеличить массу запасов топлива в ракете, то также понадобится увеличить и объем топливных баков. При этом первоначальная масса конструкции ракеты $M_{\text{конструкции}}$ увеличится на величину $\Delta M_{\text{конструкции}}$ (см. рис. 1.9). При определенных конструктивных характеристиках ракеты возможен случай, когда при увеличении количества ракетного топлива и массы конструкции величина конечной скорости ракеты не превысит предельного значения: $V_p < V_{\text{предельная}}$ (см. рис. 1.9).

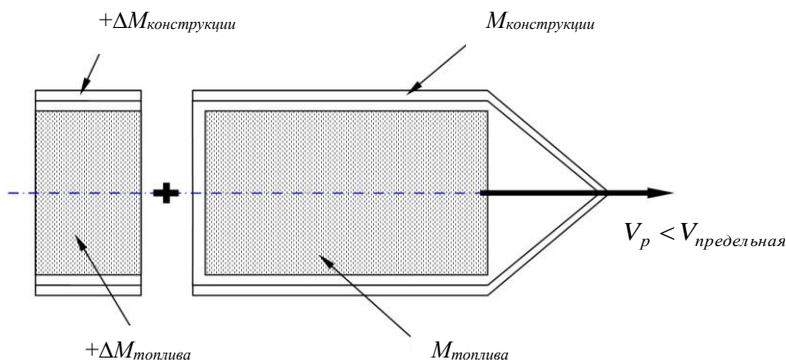


Рис. 1.9. Предельность характеристической скорости ракеты

В то же время известно: ракеты космического назначения при выведении космического аппарата на орбиту сообщают ему скорости порядка первой космической (от 7900 м/с) и выше. Для максимального увеличения конечной скорости космического аппарата эффективным является вариант максимального сброса массы ракеты в процессе полета.

Для решения указанной проблемы в ракетостроении используется принцип многоступенчатости ракет. То есть ракета собирается из нескольких ракетных блоков с собственными топливным, хвостовым отсеками и реактивными двигателями. В процессе полета начинают работать одни из ракетных блоков до полной выработки

топлива, затем они отсоединяются от ракеты-носителя и включаются следующие ракетные блоки (см. рис. 1.10).

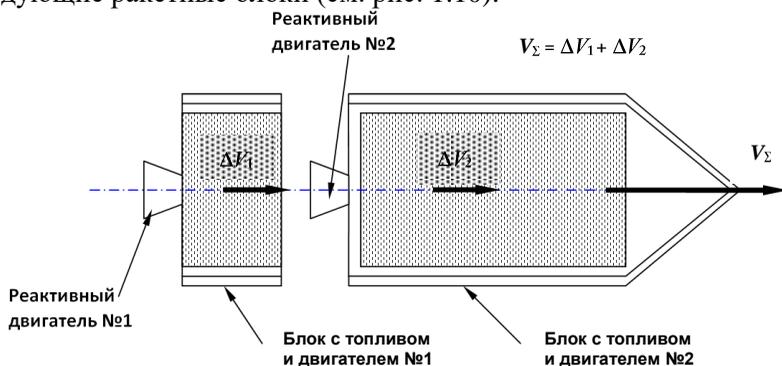


Рис. 1.10. Принцип многоступенчатости ракет-носителей

Ступенью считается часть ракеты, которая включает в свой состав ракетный блок(и) и полезную нагрузку. При выработке всего топлива ракетный блок ступени отсоединяется, а полезная нагрузка продолжает дальнейшее движение самостоятельно. На рис. 1.11 приведен пример структуры трёхступенчатой ракеты.

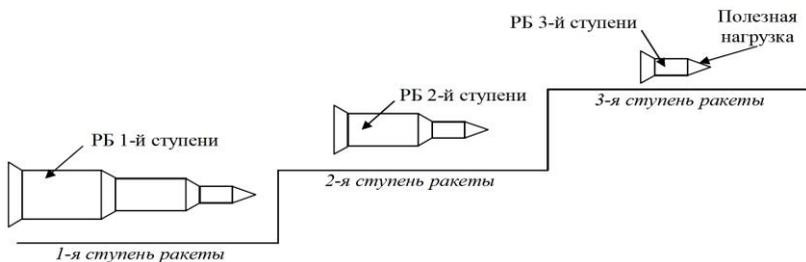


Рис.1.11. Пример структуры трёхступенчатой ракеты

Из рис. 1.11 видно, что первой ступенью является вся ракета на момент старта. После окончания работы первой ступени от ракеты-носителя отделяется ракетный блок первой ступени. Остается вторая ступень, которая являлась полезной нагрузкой для первой ступени. После окончания работы второй ступени отделяется ракетный блок второй ступени. Остается третья ступень, которая являлась полезной нагрузкой для второй ступени. По завершении работы третьей ступени отделяется её ракетный блок и полезная нагрузка (космический аппарат) начинает самостоятельно двигаться по заданной орбите.

Способы размещения ракетных блоков многоступенчатой ракеты

Существует три основных схемы размещения ракетных блоков многоступенчатой ракеты:

- схема с последовательным соединением ракетных блоков «Тандем» (см. рис. 1.12а);
- схема параллельным соединением ракетных блоков «Пакет» (см. рис. 1.12б);
- комбинированная схема (см. рис. 1.12в).

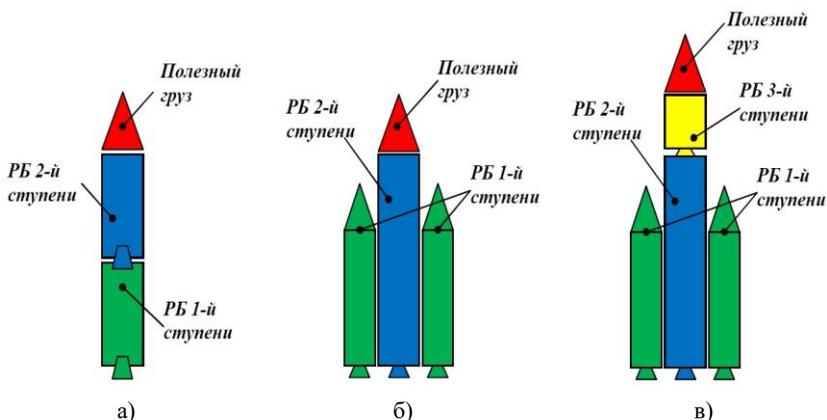


Рис. 1.12. Схемы размещения ракетных блоков многоступенчатой ракеты:
а – схема «Тандем»; б – схема «Пакет»; в – комбинированная схема

В схеме «Тандем» все время работает самый нижний ракетный блок. В схеме «Пакет» сначала работают боковые ракетные блоки, затем включается центральный ракетный блок.

1.5 Основные этапы жизненного цикла ракеты

Жизненный цикл изделия – совокупность процессов, выполняемых от момента выявления потребностей общества в определенной продукции до момента удовлетворения этих потребностей и утилизации продукта. То есть жизненный цикл включает период от возникновения потребности в создании продукции до её ликвидации вследствие исчерпания потребительских свойств [5].

Основные этапы жизненного цикла любого изделия, в том числе и ракеты: проектирование, производство, эксплуатация, утилизация. Само понятие «жизненного цикла изделия», как правило, применяется по отношению к продукции с высокими потребительскими свойствами, а также к сложной наукоёмкой продукции высокотехнологичных предприятий.

Ракета космического назначения, безусловно, является сложным наукоемким высокотехнологичным изделием, и её жизненный цикл включает в себя несколько этапов, которые укрупненно представлены ниже:

- исследование и обоснование разработки;
- разработка;
- наземная экспериментальная отработка;
- летные испытания;
- серийное производство;
- эксплуатация;
- снятие с эксплуатации (утилизация) [5].

На стадии исследования и обоснования разработки формируют исходные данные и технические задания на проведение научно-исследовательских работ и опытно-конструкторских работ.

Процесс разработки принято разделять на две составляющих – проектирование и конструирование изделия. На стадии проектирования выполняют эскизный проект и составляют технические задания на составные части ракеты, в том числе и на разработку ее конструктивно-компоновочной схемы (если она создается вновь или модернизируется).

После выпуска эскизного проекта ведется разработка конструкторской документации (этап конструирования), включающей выпуск рабочих чертежей, по которым в дальнейшем будет осуществлено изготовление изделия.

Стадия наземной экспериментальной отработки включает в себя:

- лабораторно-отрабочные испытания;
- конструкторско-доводочные испытания;
- комплексные испытания по подтверждению основных характеристик изделия в целом.

После завершения наземной экспериментальной отработки выпускается итоговый отчет о готовности к началу летных испытаний. Летные испытания могут делиться на летно-конструкторские и зачетные.

На стадии серийного производства выпускают установочную партию для отработки технологического процесса и тщательно контролируют качество изделий. На этой стадии возможны изменения и доработки изделий. В дальнейшем технологию поддерживают неизменной.

Эксплуатация ракет космического назначения ведется в эксплуатирующих организациях и включает в себя основные технологические процессы:

- приведение комплекса (ракеты, КА) в готовность к применению;
- поддержание в этой готовности;
- применение комплекса по назначению.

На стадии эксплуатации возможны отдельные доработки по замечаниям, выявленным в процессе эксплуатации, а также модернизация элементов изделия в случае необходимости.

2 ВВЕДЕНИЕ В ПРОЕКТИРОВАНИЕ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

2.1 Процесс проектирования ракеты

Проектирование – это один из начальных этапов создания любых технических систем, в частности ракет космического назначения [5]. Это творческий процесс поиска и нахождения рациональных решений, обеспечивающих заданные требования.

В упрощенном понимании проектирование – это процесс создания окончательных описаний технического объекта (нового или модернизируемого), достаточных для изготовления или реализации этого объекта в заданных условиях. Результатом проектирования является проект будущего изделия. Проект анализируется, обсуждается, корректируется и принимается как основа для дальнейшей разработки [11].

Существует и более строгое определение понятия «проектирование». По стандарту ГОСТ 23501.101 – 87 «Система автоматизированного проектирования. Основные положения»: проектирование – это процесс составления описания, необходимого для создания в заданных условиях еще не существующего объекта на основе первичного описания этого объекта и (или) алгоритма его функционирования с оптимизацией заданных характеристик объекта.

В методической литературе, посвященной проектированию ракет, как правило, выделяются следующие этапы [5]:

- 1) разработка технических предложений;
- 2) разработка эскизного проекта;
- 3) разработка технического проекта;
- 4) разработка конструкторской документации.

На этапе разработки технических предложений описываются все технические характеристики (массовые, геометрические, энергетические и т.д.) будущей ракеты. При этом решаются следующие характерные задачи проектирования [10]:

- анализ статистических материалов по созданным ракетам;
- разработка технических требований к создаваемой ракете;
- расчет характеристической скорости;

- выбор компонентов топлива;
- выбор количества ступеней ракеты;
- расчет стартовой массы ракеты;
- расчет предварительных объемно-габаритных характеристик ракеты;
- построение предварительной компоновочной схемы ракеты;
- расчет масс элементов конструкции ракетных блоков;
- уточнение компоновочной схемы с учетом требований по положению центра давления;
- поверочный расчет траектории движения ракеты;
- уточнение проектных характеристик ракеты.

На этапе разработки эскизного проекта ракеты решаются такие задачи, как:

- выбор бортовых систем ракеты и принципов их работы;
- разработка конструктивно-компоновочной схемы ракеты (схемы, содержащей информацию о габаритных размерах ракеты и ее отсеков, взаимном расположении приборов и элементов конструкции, размерах приборов и элементов конструкции);
- разработка технических заданий на создание отдельных составных частей ракеты и т.д.

На этапе технического проекта осуществляется еще более детальная проработка проекта ракеты, возможно уже с изготовлением материальных макетов отсеков и ракеты в целом.

На этапе разработки конструкторской документации разрабатываются документы (технические задания, чертежи и т.п.) для изготовления опытного образца ракеты, который в дальнейшем будет собран и испытан (проведены летные испытания).

Детальное изучение процесса проектирования ракеты предусмотрено в ряде специальных дисциплин на старших курсах подготовки студентов по направлениям 24.05.01 «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов» и 24.03.01 «Ракетные комплексы и космонавтика».

В настоящем учебном пособии познакомимся с некоторыми первоначальными моделями и задачами, решаемыми на ранних стадиях проектирования ракеты (на стадии разработки технических предложений).

2.2 Расчёт массовых характеристик одноступенчатой ракеты космического назначения

Абсолютные массовые характеристики ракеты

На рис. 2.1 приведена схема, иллюстрирующая составные абсолютные массовые проектные характеристики ракеты, используемые на ранних стадиях проектирования. С помощью этой схемы упрощается понимание сущности преобразований для определения соотношений масс компонентов ракеты, которые представлены ниже.

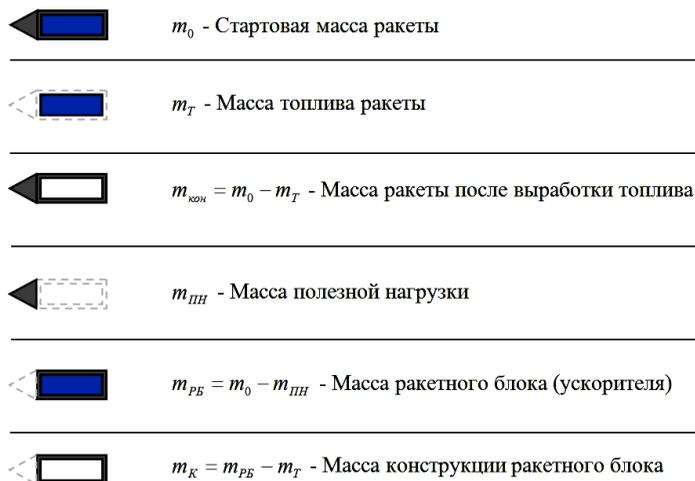


Рис. 2.1. Схема, иллюстрирующая составные массы ракеты [5]

Относительные массовые характеристики ракеты

При проектировании ракет используются следующие относительные массовые проектные характеристики:

- число Циолковского (отношение стартовой массы ракеты m_0 к массе ракеты после выработки топлива $m_0 - m_T$)

$$z = \frac{m_0}{m_0 - m_T}, \quad (2.1)$$

- конструктивная характеристика ракетного блока (отношение массы ракетного блока $m_{\text{РБ}}$, заполненного топливом, к массе конструкции ракетного блока $m_{\text{к}}$ (без топлива)).

$$s = \frac{m_{PB}}{m_K} = \frac{m_{PB}}{m_{PB} - m_T} = \frac{m_T + m_K}{m_K} = 1 + \frac{m_T}{m_K}, \quad (2.2)$$

- относительная масса ракеты (отношение стартовой массы ракеты m_0 к массе полезной нагрузки $m_{ПН}$)

$$p = \frac{m_0}{m_{ПН}}. \quad (2.3)$$

Характеристическая скорость ракеты

Ракетный блок (ускоритель) проектируется таким образом, чтобы после полной выработки топлива полезный груз приобрел требуемую скорость движения (см. рис. 2.2).

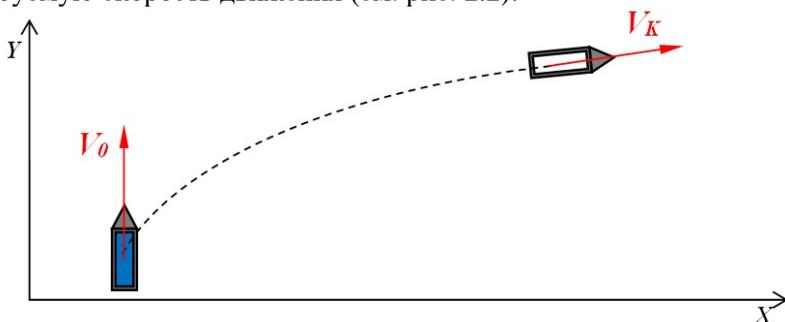


Рис. 2.2. Разгон полезного груза до требуемой скорости

Скорость, которую ракета могла бы достичь в пустоте, двигаясь прямолинейно под действием только силы тяги реактивного двигателя, называется *характеристической скоростью* ракеты. Для одноступенчатой ракеты эта характеристическая скорость вычисляется по следующему выражению [1]

$$V_X = \omega \cdot \ln \left(\frac{m_0}{m_0 - m_T} \right) + V_0 = \omega \cdot \ln(z) + V_0, \quad (2.4)$$

где V_0 – скорость ракеты в момент запуска реактивного двигателя (для ракеты космического назначения $V_0 = 0$ м/с); ω – скорость истечения продуктов горения из сопла реактивного двигателя.

В реальных условиях присутствуют потери скорости из-за тормозящих воздействий со стороны окружающей среды (к примеру, сопротивление атмосферы). Поэтому реальная конечная скорость ракеты после выгорания топлива будет равна

$$V_K = V_X - \Delta V, \quad (2.5)$$

где ΔV – потери характеристической скорости ракеты.

Преобразуем выражение (2.4). Для этого сначала представим стартовую массу ракеты в виде:

$$m_0 = m_{\text{ПН}} + m_T + m_K. \quad (2.6)$$

Подставим выражение (2.6) в (2.4) и получим:

$$V_X = \omega \cdot \ln \left(\frac{m_{\text{ПН}} + m_T + m_K}{m_{\text{ПН}} + m_K} \right) + V_0. \quad (2.7)$$

Преобразуем выражение (2.2) следующим образом:

$$s = 1 + \frac{m_T}{m_K}, \quad (s-1) \cdot m_K = m_T, \quad m_K = m_T \cdot \frac{1}{s-1}.$$

Подставим результат преобразований в выражение (2.7):

$$V_X = \omega \cdot \ln \left(\frac{m_{\text{ПН}} + m_T + m_T \cdot \frac{1}{s-1}}{m_{\text{ПН}} + m_T \cdot \frac{1}{s-1}} \right) + V_0. \quad (2.8)$$

Допуская то, что мы рассматриваем ракету космического назначения, принимаем $V_0 = 0$ м/с. Также проводим дальнейшие преобразования и получаем:

$$\frac{V_X}{\omega} = \ln \left(\frac{m_{\text{ПН}} + \frac{s}{s-1} m_T}{m_{\text{ПН}} + \frac{1}{s-1} m_T} \right). \quad (2.9)$$

Произведя преобразование натурального логарифма в экспоненциальную величину, получим:

$$e^{\frac{V_X}{\omega}} = \frac{m_{\text{ПН}} + \frac{s}{s-1} m_T}{m_{\text{ПН}} + \frac{1}{s-1} m_T}. \quad (2.10)$$

Преобразуем выражение (2.10) в зависимость массы топлива для ракеты от массы полезной нагрузки:

$$e^{\frac{V_X}{\omega}} \cdot \left(m_{\text{ПН}} + \frac{1}{s-1} m_T \right) = m_{\text{ПН}} + \frac{s}{s-1} m_T,$$

$$\frac{s}{s-1} m_T - e^{\frac{V_X}{\omega}} \cdot \frac{1}{s-1} m_T = e^{\frac{V_X}{\omega}} \cdot m_{ПН} - m_{ПН},$$

$$\frac{s - e^{\frac{V_X}{\omega}}}{s-1} m_T = \left(e^{\frac{V_X}{\omega}} - 1 \right) \cdot m_{ПН},$$

$$m_T = \frac{\left(e^{\frac{V_X}{\omega}} - 1 \right) \cdot (s-1)}{s - e^{\frac{V_X}{\omega}}} \cdot m_{ПН}. \quad (2.11)$$

Выражение (2.11) удобно тем, что при расчете потребной массы топлива ракеты все величины в правой части уравнения можно считать известными: $m_{ПН}$ – масса полезного груза, которую требуется вывести на орбиту (задается инженером); V_X – скорость, которую должен приобрести полезный груз на орбите (задается инженером); ω – скорость истечения продуктов горения определяется характеристиками реактивного двигателя; s – конструктивная характеристика ракетного блока является величиной, которую можно приблизительно определить из статистических расчетов (как правило, для современных ракет $s = 6 \dots 16$).

Алгоритм расчёта стартовой массы одноступенчатой ракеты

В общем виде алгоритм оценки массовых проектных характеристик ракеты-носителя включает следующие шаги:

1) Задаются исходные данные для расчетов:

- масса полезного груза ($m_{ПН}$);
- требуемая конечная скорость ракеты (V_K);
- конструктивная характеристика ракетного блока (s);
- скорость истечения газов из сопла двигателя (ω);
- потери характеристической скорости ракеты (ΔV).

2) Принимая во внимание то, что начальная скорость ракеты равна нулю ($V_0 = 0$ м/с), вычисляется характеристическая скорость ракеты по выражению (2.5).

3) Все исходные данные подставляются в выражение (2.11), и вычисляется масса топлива для ракеты (m_T).

4) Вычисляется масса конструкции ракетного блока (m_K) по выражению $m_K = m_T \cdot \frac{1}{s-1}$.

5) Вычисляется масса ракетного блока (m_{PB}) по выражению $m_{PB} = m_K + m_T$.

7) Вычисляется стартовая масса ракеты (m_0) из выражения $m_0 = m_{ПН} + m_0$.

Пример 2.

Требуется разогнать полезный груз массой $m_{ПН} = 2000$ кг до конечной скорости $V_K = 5000$ м/с. Известно, что конструктивная характеристика ракетного блока $s = 10$ и скорость истечения газов из сопла реактивного двигателя $\omega = 3000$ м/с. Ракета стартует с поверхности Земли из состояния покоя ($V_0 = 0$ м/с), потери характеристической скорости равны $\Delta V = 200$ м/с. Определить стартовую массу ракеты-носителя.

Решение:

1) Вычислим характеристическую скорость ракеты:

$$V_X = V_X + \Delta V = 5200 \text{ м/с.}$$

2) Вычислим массу требуемого ракетного топлива:

$$m_T = \frac{\left(e^{\frac{V_X}{\omega}} - 1 \right) \cdot (s-1)}{s - e^{\frac{V_X}{\omega}}} \cdot m_{ПН} \approx 19241 \text{ кг.}$$

3) Вычислим массу конструкции ракетного блока:

$$m_K = \frac{1}{s-1} \cdot m_T \approx 2138 \text{ кг.}$$

4) Вычислим массу ракетного блока ракеты:

$$m_{PB} = m_K + m_T = 21379 \text{ кг.}$$

4) Вычислим стартовую массу ракеты:

$$m_0 = m_{ПН} + m_{PB} = 23379 \text{ кг.}$$

2.3 Расчёт массовых характеристик многоступенчатой ракеты

Для многоступенчатой ракеты абсолютные массовые характеристики вычисляются по следующим выражениям из табл. 2.1.

Таблица 2.1. Абсолютные массовые характеристики многоступенчатой ракеты [5]

Наименование характеристики	Выражение	Примечания
Масса i -й ступени	$m_i = m_{ПН}^i + m_{РБ}^i$	$m_{ПН}^i$ – масса полезной нагрузки i -й ступени; $m_{РБ}^i$ – масса ракетного блока i -й ступени
Масса полезной нагрузки i -й ступени	$m_{ПН}^i = m_{i+1}$	m_{i+1} – масса следующей ступени
Масса ракетного блока i -й ступени ракеты	$m_{РБ}^i = m_T^i + m_K^i$	m_T^i – масса топлива ракетного блока i -й ступени; m_K^i – масса конструкции ракетного блока i -й ступени
Стартовая масса ракеты	$m_0 = m_1$	m_1 – масса первой ступени

Относительные массовые характеристики для многоступенчатой ракеты можно вычислить по выражениям из табл. 2.2.

Таблица 2.2. Относительные массовые характеристики многоступенчатой ракеты [5]

Наименование характеристики	Выражение	Примечания
Число Циолковского i -й ступени ракеты	$z_i = \frac{m_i}{m_i - m_T^i}$	где m_i – масса i -й ступени; m_T^i – масса топлива ракетного блока i -й ступени
Конструктивная характеристика ракетного блока i -й ступени ракеты	$s_i = \frac{m_{РБ}^i}{m_K^i} = \frac{m_{РБ}^i}{m_{РБ}^i - m_T^i}$	где $m_{РБ}^i$ – масса ракетного блока i -й ступени; m_K^i – масса конструкции ракетного блока i -й ступени; m_T^i – масса топлива ракетного блока i -й ступени
Относительная масса i -й ступени ракеты	$p_i = \frac{m_i}{m_{ПН}^i}$	где $m_{ПН}^i$ – масса полезной нагрузки i -й ступени

Формула Циолковского для многоступенчатой ракеты имеет следующий вид:

$$V_{\Sigma X} = V^1_X + \dots + V^N_X = \sum_{i=1}^N V^i_X = \sum_{i=1}^N \omega_i \cdot \ln z_i, \quad (2.12)$$

где $V_{\Sigma X}$ – общая характеристическая скорость ракеты;

$V^i_X = \omega_i \cdot \ln z_i = \omega_i \cdot \ln \left(\frac{m_i}{m_i - m^i_T} \right)$ – идеальная характеристическая скорость i -й ступени; ω_i – скорость истечения продуктов сгорания топлива реактивного двигателя i -й ступени.

Пример 3.

Требуется вывести на орбиту Земли полезный груз массой $m_{ПГ} = 2000$ кг. Для этого планируется использовать 2-ступенчатую ракету-носитель, которая создаст идеальную характеристическую скорость $V_{\Sigma X} = 8000$ м/с. Известно, что конструктивная характеристика первой и второй ступени $s_1 = s_2 = 10$. Известно, что скорость истечения продуктов сгорания топлива реактивных двигателей первой и второй ступеней $\omega_1 = \omega_2 = 3000$ м/с.

Определить стартовую массу 2-ступенчатой ракеты.

Решение:

1. Принимаем, что каждая ступень ракеты создает половину общей идеальной характеристической скорости:

$$V^1_X = V^2_X = \frac{V_{\Sigma X}}{2} = 4000 \text{ м/с.}$$

2. Проверяем возможность реализации 2-ступенчатой ракеты-носителя по выражению:

$$s - e^{-\frac{V_{Ид.X}}{\omega}} = 10 - e^{-\frac{4000}{3000}} = 10 - 3,79 = 6,21 > 0.$$

3. Вычисление массовых характеристик осуществляется от последней ступени к первой. В данном случае крайней ступенью является вторая. Полезной нагрузкой для второй ступени является полезный груз с массой $m_{ПГ} = 2000$ кг. Определим массу топлива для ракетного блока второй ступени из выражения (2.11):

$$m_T^2 = \frac{\left(e^{\frac{v_X^2}{\omega_2}} - 1 \right) \cdot (s_2 - 1)}{s_2 - e^{\frac{v_X^2}{\omega_2}}} \cdot m_{ПН}^2 = \frac{\left(e^{\frac{4000}{3000}} - 1 \right) \cdot (10 - 1)}{s_2 - e^{\frac{4000}{3000}}} \cdot 2000 \approx 8087 \text{ кг.}$$

4. Определим массу ракетного блока второй ступени:

$$m_K^2 = \frac{1}{s_2 - 1} \cdot m_T^2 = \frac{1}{10 - 1} \cdot 8087 \approx 899 \text{ кг,}$$

$$m_{PB}^2 = m_T^2 + m_K^2 = 8087 + 899 = 8986 \text{ кг.}$$

5. Определим массу второй ступени:

$$m_2 = m_{ПН}^2 + m_{PB}^2 = 2000 + 8986 = 10986 \text{ кг.}$$

6. Вторая ступень является полезной нагрузкой для первой ступени ракеты-носителя. Определим массу топлива для ракетного блока первой ступени по выражению (2.11):

$$m_T^1 = \frac{\left(e^{\frac{v_X^1}{\omega_1}} - 1 \right) \cdot (s_1 - 1)}{s_1 - e^{\frac{v_X^1}{\omega_1}}} \cdot m_{ПН}^1 = \frac{\left(e^{\frac{4000}{3000}} - 1 \right) \cdot (10 - 1)}{s_2 - e^{\frac{4000}{3000}}} \cdot 10986 \approx 44422 \text{ кг.}$$

7. Определим массу ракетного блока первой ступени:

$$m_K^1 = \frac{1}{s_2 - 1} \cdot m_T^1 = \frac{1}{10 - 1} \cdot 44422 \approx 4936 \text{ кг,}$$

$$m_{PB}^1 = m_T^1 + m_K^1 = 44422 + 4936 = 49358 \text{ кг.}$$

8. Определим массу первой ступени, которая равняется стартовой массе ракеты:

$$m_1 = m_{ПН}^1 + m_{PB}^1 = 10986 + 49358 = 60344 \text{ кг.}$$

2.4 Модели для оценки внешних сил, действующих на ракету в полёте

На ракету, как на любое физическое тело, действуют внешние природные силы. Под действием указанных сил в соответствии с законами Ньютона возникают ускорения, влияющие на характер движения ракеты. Также внешние силы влияют на геометрические характеристики разрабатываемой ракеты.

2.4.1 Виды внешних сил

Все внешние силы, действующие на твердое тело, можно разделить на объемные и поверхностные. Также по характеру действия все силы можно разделить на статические и динамические.

Объемные силы – это силы, которые распределены по всему объему твердого тела, то есть действуют на каждую точку (молекулу, атом) тела. К объемным силам можно отнести силу гравитационного притяжения.

В механике считается, что равнодействующая всех объемных сил F приложена к *центру масс* твердого тела. *Центром масс* твердого тела называется точка, положение которой относительно жестко связанной с телом системы координат определяется из выражения (см. рис. 2.13)

$$\vec{r}_{ц.м} = \frac{\sum_{i=1}^N m_i \cdot \vec{r}_i}{\sum_{i=1}^N m_i}, \quad (2.13)$$

где $\vec{r}_{ц.м}$ – радиус-вектор центра масс тела; m_i – масса i -го компонента (части) тела; \vec{r}_i – радиус-вектор i -го компонента (части) тела; N – количество компонентов (частей), из которых состоит тело.

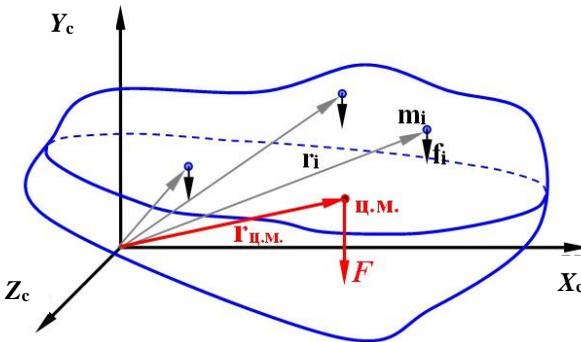


Рис. 2.3. К определению положения центра масс

В проекциях на оси системы координат $X_c Y_c Z_c$ выражение (2.13) запишется в виде:

$$X_{ц.м.} = \frac{\sum_{i=1}^N m_i \cdot x_i}{\sum_{i=1}^N m_i}, \quad Y_{ц.м.} = \frac{\sum_{i=1}^N m_i \cdot y_i}{\sum_{i=1}^N m_i}, \quad Z_{ц.м.} = \frac{\sum_{i=1}^N m_i \cdot z_i}{\sum_{i=1}^N m_i}. \quad (2.14)$$

Равнодействующая всех объемных сил будет равна:

$$\vec{F} = \sum_{i=1}^N \vec{f}_i, \quad (2.15)$$

где \vec{f}_i – удельная объемная сила, действующая на точку объема твердого тела.

Под действием равнодействующей объемных сил \vec{F} твердое тело совершает поступательное ускоренное движение в пространстве без вращения вокруг своего центра масс.

Для удобства расчетов и разложения векторов сил на проекции – начало связанной с телом системы координат $X_c Y_c Z_c$ часто помещают в центр масс указанного твердого тела ($\vec{r}_{ц.м.} = 0$).

Поверхностные силы – это силы, распределенные по участкам поверхности твердого тела. Примерами поверхностной силы являются: сила Архимеда, сила аэродинамического сопротивления, сила тяги реактивного двигателя и т.п.

Поскольку внешние поверхностные силы действуют напрямую только на часть тела, то, следовательно, равнодействующая всех поверхностных сил R может и не проходить через центр масс тела. Считается, что равнодействующая поверхностных сил приложена к центру давления. *Центр давления* – это точка твердого тела, к которой приложена равнодействующая поверхностных сил (см. рис. 2.4).

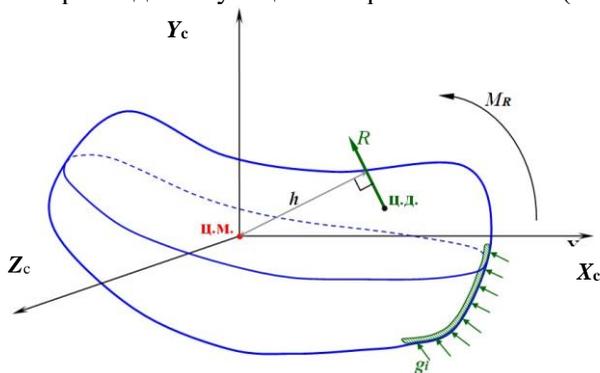


Рис. 2.4. К определению центра давления равнодействующей поверхностных сил

Из рис. 2.4 видно, что равнодействующая поверхностных сил $\vec{R} = \sum_{i=1}^N \vec{g}_i$; кроме того, что толкает тело в пространстве, также создает момент вращения M_R относительно центра масс.

$$M_R = h \cdot R. \quad (2.16)$$

где h – плечо силы R относительно центра масс.

К *статическим силам* относятся силы, медленно изменяющиеся с течением времени (тяга двигателей в полете, давление наддува на стенки баков, аэродинамические силы и т.д.).

Динамические нагрузки – это нагрузки, быстро изменяющиеся с течением времени, которые могут вызвать упругие колебания элементов конструкций (аэродинамические силы при внезапном порыве ветра, быстрое, почти мгновенное, нарастание силы тяги на старте, падение силы тяги после выключения двигателей и т.д.).

2.4.2 Внешние силы, действующие на ракету в полете

На первоначальном этапе проектирования ракеты для анализа действующих внешних сил рассматривается участок полета. На рисунке 2.5 приведена схема, показывающая основные внешние силы, действующие на ракету в полете.

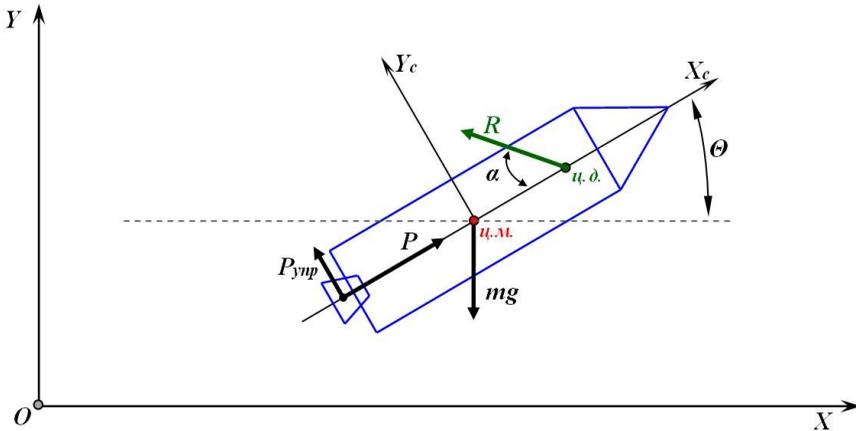


Рис. 2.5. Внешние силы, действующие на ракету в полете [12]

На рис. 2.5 приведены следующие обозначения: XYO – система координат, связанная с землей; O – точка старта ракеты; $X_c Y_c$ –

система координат, жестко связанная с ракетой; P – сила тяги от реактивного двигателя; $P_{упр}$ – реактивная управляющая сила; mg – сила тяжести; R – сила аэродинамического сопротивления; α – угол атаки воздушного потока (угол между продольной осью X_C и вектором аэродинамической силы сопротивления R); Θ – угол наклона продольной оси X_C к горизонту.

Рассмотрим каждую из указанных внешних сил подробно.

Сила тяги

Сила тяги P является равнодействующей поверхностных сил давления газов (продуктов сгорания топлива) на внутреннюю стенку камеры сгорания двигателя (см. рис. 2.6). Сила тяги предназначена для придания ракете поступательного ускоренного движения в пространстве, без вращательной составляющей, поэтому вектор этой силы должен быть направлен вдоль оси X_C и проходить через центр масс ракеты.

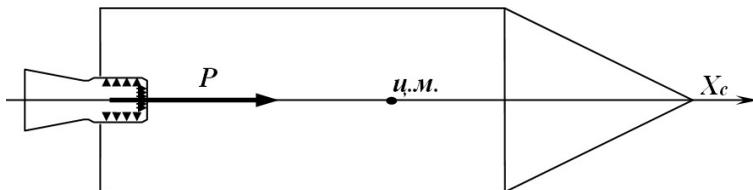


Рис. 2.6. Расположение вектора силы тяги относительно центра масс ракеты

Величина силы тяги возрастает с увеличением высоты полета согласно известному выражению [12]

$$P = P_0 + S_a \cdot p_{H0} \cdot [1 - \pi(y)], \quad (2.17)$$

где P_0 – тяга на уровне моря или стендовое значение тяги; S_a – площадь выходного сечения сопла; $\pi(y) = p_H / p_{H0}$ – функция высоты, представляющая отношение атмосферного давления на произвольной высоте p_H к давлению на уровне моря p_{H0} .

Сила тяжести

Сила тяжести mg ракеты является массовой силой. Вследствие выгорания топлива, разделения ступеней и изменения ускорения земного притяжения с высотой полета величина ее непрерывно изменяется.

Кроме того, изменяется точка приложения силы тяжести (центр масс). Так как сила тяги P должна проходить через центр масс ракеты, то при изменении массы ракеты (уменьшения массы окислителя и горючего) центр масс должен двигаться вдоль продольной оси X_C (см. рис. 2.7). Этим и объясняется расположение баков окислителя и горючего друг за другом вдоль продольной оси ракеты (см. рис. 2.7).

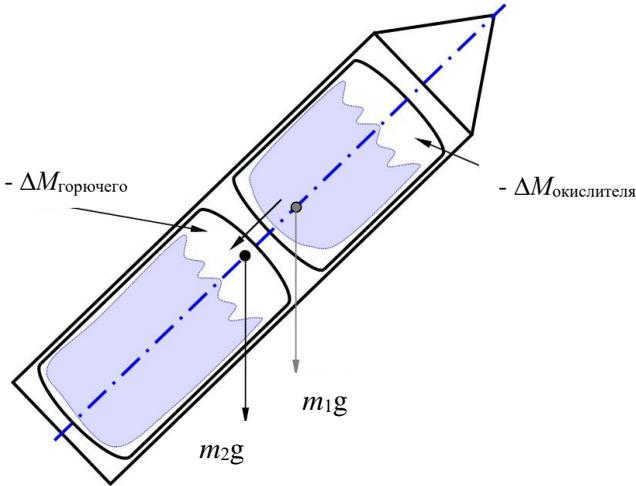


Рис. 2.7. Расположение топливных баков ракеты

Если обозначить через m_0 начальную массу ракеты, а \dot{m} – секундный массовый расход топлива, то масса ракеты $m(t)$ в произвольный момент времени t будет

$$m(t) = m_0 - \dot{m} \cdot t, \quad (2.18)$$

где $\dot{m} = \frac{P}{I}$; P – сила тяги; I – удельный импульс ракетного двигателя (ранее ввели обозначение скорости истечения ω); t – текущее время полета ракеты.

Сила аэродинамического сопротивления

Прежде чем разобраться в характере действия силы аэродинамического сопротивления на ракету, введем основные понятия и термины, связанные с аэродинамической силой.

1) Действие силы аэродинамического сопротивления на поперечную пластину

Пусть на пластинку площадью S набегают воздушный поток со скоростью V . Рассмотрим схему поперечного обтекания пластинки воздушным потоком, представленную на рис. 2.8 [8].

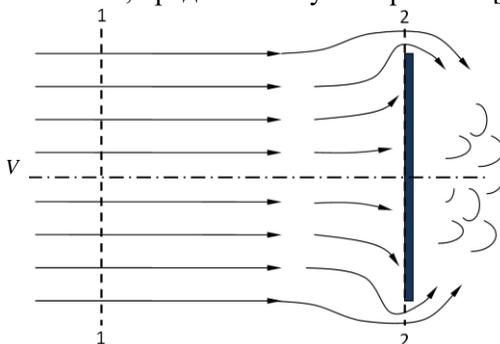


Рис. 2.8. Схема поперечного обтекания пластинки воздушным потоком

На пластинку будет действовать сила R . Подсчитаем приближенно эту силу. Обозначим через ρ – плотность воздуха, p – давление. Будем приближенно считать, что газ несжимаемый, а температура его постоянна.

Воспользуемся уравнением, которое называется уравнением Бернулли (без учета изменения потенциальной энергии):

$$\frac{\rho \cdot V^2}{2} + p = const. \quad (2.19)$$

Рассмотрим это уравнение для двух сечений потока воздуха: сечения 1-1 и сечения 2-2:

$$\frac{\rho_1 \cdot V_1^2}{2} + p_1 = \frac{\rho_2 \cdot V_2^2}{2} + p_2. \quad (2.20)$$

Так как плотность считается неизменной, то $\rho_1 = \rho_2 = \rho$. Скорость потока $V_1 = V$, а V_2 полагаем равным нулю. Поэтому

$$p_2 - p_1 = \frac{\rho \cdot V^2}{2}. \quad (2.21)$$

Если принять, что сзади пластинки давление равно давлению окружающей среды, т.е. p_1 , то встречное сопротивление (**лобовое сопротивление**) получим, умножая разность давлений ($p_2 - p_1$) на площадь пластинки S :

$$R = \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S. \quad (2.22)$$

Опыт, однако, показывает, что полученное соотношение не является точным. В выводе принято упрощающее предположение, что скорость потока воздуха вблизи пластины равна нулю. Это верно только для одной центральной точки, в то время как растекающийся в стороны воздух имеет скорость, отличную от нуля, а закон распределения скоростей по передней поверхности зависит и от формы пластины. Затем предполагалось, что непосредственно за пластинкой давление равно давлению окружающей среды. На самом деле давление здесь будет несколько ниже.

Истинное значение лобового сопротивления для круглой пластинки при относительно небольших скоростях оказывается примерно на 11 % выше того, что дает формула (2.22). Погрешность не столь уж и велика, а главное, обнадеживающим является то, что в области умеренных скоростей она остается неизменной и не зависит от абсолютных размеров тела. Это означает, что при сделанном приближенном выводе отмечено главное.

Если учесть поправочный коэффициент $c = 1,11$, то для круглой пластинки получим:

$$R = 1,11 \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S. \quad (2.23)$$

Величину $q = \frac{\rho \cdot V^2}{2}$ принято называть скоростным напором, так как ее размерность выражается в единицах давления, то есть в Паскалях. Выражение (2.22) представим в следующем виде:

$$R = c \cdot q \cdot S, \quad (2.24)$$

где c – коэффициент, учитывающий отклонение экспериментальной аэродинамической силы от теоретической.

2) *Действие силы аэродинамического сопротивления на наклонную пластину*

Если теперь пластинку наклонить к потоку, то можно разложить аэродинамическую силу R на две составляющие:

- R_y – подъемная сила;
- R_x – сила лобового сопротивления.

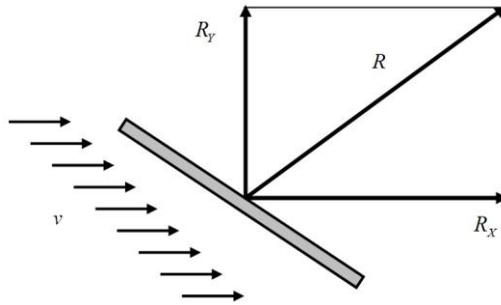


Рис. 2.9. Схема обтекания наклонной пластинки воздушным потоком

Величины силы лобового сопротивления и подъемной силы можно определить из следующих выражений:

$$R_x = c_x \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S, \quad (2.25)$$

$$R_y = c_y \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S, \quad (2.26)$$

где c_x и c_y – коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы.

Коэффициенты c_x и c_y зависят от угла наклона пластинки. Зная эти коэффициенты и их зависимость от угла наклона пластинки, можно по формулам (2.25) и (2.26) определить аэродинамические силы для пластинки в набегающем потоке (подъемную силу и силу лобового сопротивления).

Кроме того, коэффициенты c_x и c_y зависят также и от формы обтекаемого тела. К примеру, на рис. 2.10 показаны доли отличия теоретической силы лобового сопротивления от реальной.

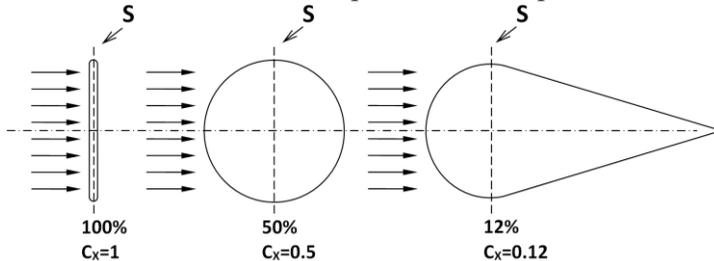


Рис. 2.10. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от формы тела [8]

При одинаковой площади поперечного сечения S , которую также называют *площадью сечения миделя*, величины силы лобового сопротивления различны. Так для плоской поперечной пластины коэффициент лобового сопротивления составляет 100 % ($c_x = 1$), а для тела в форме капли его величина составляет 12 % ($c_x = 0,12$). Соответственно, для тела в форме капли сила лобового сопротивления будет почти в десять раз меньше, чем для плоской поперечной пластины.

3) Действие сил аэродинамического сопротивления на ракету

Проанализируем влияние аэродинамических подъемной силы и силы лобового сопротивления на ракету (см. рис. 2.11).

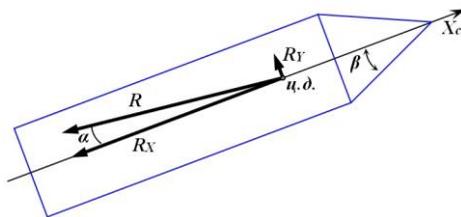


Рис. 2.11. Влияние подъемной силы и силы лобового сопротивления на ракету

При больших скоростях набегающий на ракету воздушный поток приблизительно направлен вдоль продольной оси X_C ракеты, то есть угол между векторов силы R и продольной осью X_C очень мал ($\alpha \approx 0$). Поэтому часть аэродинамической нагрузки переходит в силу лобового сопротивления R_X , и часть аэродинамической нагрузки создает подъемную силу R_Y .

Следует отметить, что силы R_X и R_Y оказывают нежелательное для разработчиков влияние на движение ракеты (R_X *тормозит движение ракеты*, а R_Y *отклоняет ракету от заданной траектории*). Поэтому при проектировании следует придавать ракете такую геометрическую форму, которая уменьшит величины этих сил.

Для определения коэффициентов лобового сопротивления c_x и подъемной силы c_y можно использовать следующие выражения:

$$c_x = 2 \cdot \beta^2, \quad (2.27)$$

$$c_y = 3 \cdot \alpha, \quad (2.28)$$

где β – угол полураствора конуса (в радианах); α – угол атаки в радианах; S_M – площадь миделя.

Пример 4.

Определить величины сил R_X и R_Y , действующих на ракету, если известно, что угол атаки набегающего потока воздуха $\alpha = 2^\circ$, угол полураствора конуса обтекателя ракеты $\beta = 15^\circ$, диаметр ракеты $D = 2$ м, плотность воздуха $\rho = 0,1$ кг/м³, скорость ракеты $V = 2000$ м/с.

Решение:

Переводим углы α и β в радианы:

$$\alpha = \frac{2}{180} \cdot \pi \approx 0,035; \quad \beta = \frac{15}{180} \cdot \pi \approx 0,26.$$

Вычисляем коэффициенты c_X и c_Y :

$$c_X = 2 \cdot \beta^2 = 2 \cdot 0,26^2 = 0,1352,$$

$$c_Y = 3 \cdot \alpha = 3 \cdot 0,035 = 0,105.$$

Вычисляем площадь миделева сечения ракеты:

$$S_M = \frac{\pi \cdot D^2}{4} = \frac{3,14 \cdot 2^2}{4} = 3,14 \text{ м}^2.$$

Вычисляем силы R_X и R_Y :

$$R_X = c_X \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S_M = 0,1352 \cdot \frac{0,1 \cdot 2000^2}{2} \cdot 3,14 \approx 42500 \text{ Н};$$

$$R_Y = c_Y \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S_M = 0,105 \cdot \frac{0,1 \cdot 2000^2}{2} \cdot 3,14 \approx 32800 \text{ Н}.$$

Из примера 4 можно сделать вывод, что на ракету, совершающую полет в достаточно плотном воздушном пространстве, заметное влияние оказывают аэродинамические воздействия. Поэтому при выборе силы тяги для ракеты следует учитывать потери на аэродинамическое сопротивление (силу лобового сопротивления). Для нейтрализации ощутимого воздействия подъемной аэродинамической силы в хвостовой части ракеты, возможно, потребуется установка дополнительных стабилизирующих аэродинамических поверхностей (см. рис. 2.12).

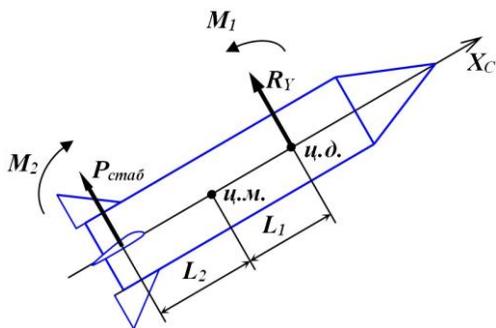


Рис. 2.12. Уравновешивание момента вращения ракеты, создаваемого подъемной силой, относительно центра масс

Плотность атмосферы Земли быстро уменьшается (по экспоненциальному закону) с увеличением высоты полета (см. табл. 2.3). Поэтому чем выше высота, тем меньше становятся величины сил R_x и R_y .

Таблица 2.3. Зависимость температуры, плотности атмосферы и скорости звука от высоты [8]

Геометрическая высота H, м	Температура T, К	Плотность ρ , кг/м ³	Скорость звука, м/с
0	288,15	1,22500+e0	340,294
500	284,90	1,16727+e0	338,370
1000	281,651	1,11166+e0	336,435
3000	268,659	9,09254-e1	328,584
5000	255,672	7,36429-e1	320,545
7000	242,700	5,90018-e1	312,306
9000	229,7333	4,67063-e1	303,848
10000	223,252	4,13510-e1	299,532
15000	216,650	1,94755-e1	295,069
20000	216,650	8,89097-e2	295,069
25000	222,544	3,42565-e2	299,056
35000	236,513	8,46334-e3	308,299

Условно атмосферу Земли можно разделить на 5 слоев:

- тропосфера (высота от 0 до 10 км);
- стратосфера (высота от 10 до 40 км);
- мезосфера (высота от 40 до 80 км);

- термосфера (высота от 80 до 1000 км);
- экзосфера (высота выше 1000 км).

Считается, что плотные слои атмосферы располагаются до 100 км, а выше этой отметки ракета достигает космического пространства, и силы лобового сопротивления и подъемной силы становятся равны нулю. Соответственно, выше 100 км ракетеносителю уже не требуется конический обтекатель.

Управляющая сила

Управляющая сила предназначена для управления поворотом силы тяги ракеты в процессе полета. Если ракета предназначена только для полетов в плотных слоях атмосферы (зенитная ракета), то данную силу можно получить за счет размещения рулевых аэродинамических поверхностей на стабилизаторах ракеты, расположенных в хвостовой части.

Если же ракета совершает свой полет на высотах выше 100 км, то данную управляющую силу можно получить за счет использования дополнительных реактивных двигателей (см. рис. 2.13).

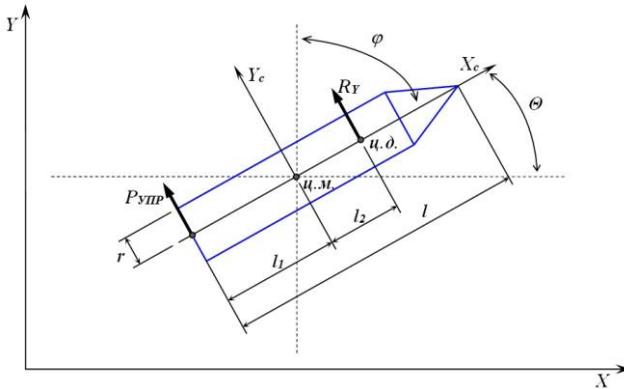


Рис. 2.13. Управляемый поворот ракеты относительно центра масс

Закон изменения угла поворот ракеты относительно центра масс можно представить следующим выражением:

$$M_{УПР} = \varepsilon \cdot I_{II}, \quad (2.29)$$

где ε – угловое ускорение ракеты [рад/с²], I_{II} – момент инерции вращения ракеты относительно центра масс.

Также можно записать, что

$$M_{УПР} = P_{УПР} \cdot l_1 - R_Y \cdot l_2. \quad (2.30)$$

Угловое ускорение можно представить в виде:

$$\varepsilon = \frac{\partial \omega}{\partial t} = \dot{\omega}, \quad \omega = \frac{\partial \varphi}{\partial t} = \dot{\varphi}, \quad \varepsilon = \ddot{\varphi}, \quad (2.31)$$

где ω – угловая скорость вращения ракеты, φ – угол поворота ракеты относительно первоначального положения продольной оси.

В итоге получаем выражение

$$\ddot{\varphi} = \frac{1}{I_H} \cdot (P_{УПР} \cdot l_1 - R_Y \cdot l_2). \quad (2.32)$$

Момент инерции вращения ракеты относительно поперечных осей связанной системы координат можно вычислить по приближенной формуле:

$$I_H = \frac{1}{4} \cdot m \cdot r^2 + \frac{1}{12} \cdot m \cdot l^2, \quad (2.33)$$

где m – текущая масса ракеты; r – радиус корпуса ракеты; l – общая длина ракеты (см. рис. 2.13).

2.5 Пример приближенного расчёта траектории движения ракеты в полете

Уравнения движения ракеты должны позволять находить ее координаты x и y в любой момент текущего времени полета. Для составления уравнений движения рассмотрим рис. 2.14.

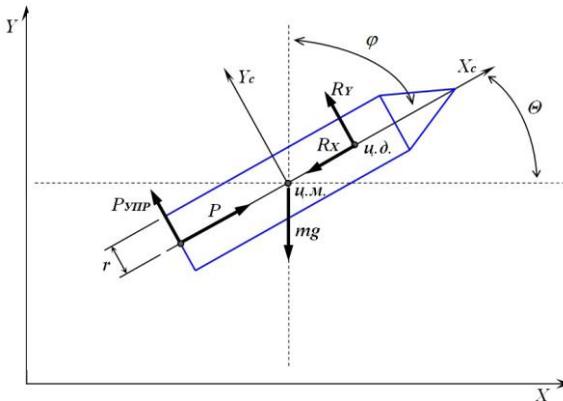


Рис. 2.14. К составлению уравнений движения ракеты

Запишем второй закон Ньютона в проекциях на оси системы координат связанной с землей X и Y :

$$\begin{cases} (P - R_X) \cdot \cos \Theta - (P_{УПР} + R_Y) \cdot \sin \Theta = m_{PH} \cdot a_x \\ (P - R_X) \cdot \sin \Theta + (P_{УПР} + R_Y) \cdot \cos \Theta - m_{PH} \cdot g = m_{PH} \cdot a_y \end{cases} \quad (2.33)$$

Учитывая, что

$$a_x = \ddot{x},$$

$$a_y = \ddot{y},$$

$$\Theta = \frac{\pi}{2} - \varphi,$$

$$\ddot{\varphi} = \frac{1}{I_H} \cdot (P_{УПР} \cdot l_1 - R_Y \cdot l_2),$$

получим систему уравнений, описывающую движение ракеты в плоскости XY :

$$\begin{cases} m_{PH} \cdot \ddot{x} = (P - R_X) \cdot \cos \Theta - (P_{УПР} + R_Y) \cdot \sin \Theta \\ m_{PH} \cdot \ddot{y} = (P - R_X) \cdot \sin \Theta + (P_{УПР} + R_Y) \cdot \cos \Theta - m_{PH} \cdot g \\ \Theta = \frac{\pi}{2} - \varphi \\ \ddot{\varphi} = \frac{1}{I_H} \cdot (P_{УПР} \cdot l_1 - R_Y \cdot l_2) \end{cases} \quad (2.34)$$

Пример 5.

С Земной поверхности в вертикальном положении стартует одноступенчатая ракета (см. рис. 2.14). Стартовая масса ракеты $m_0 = 50000$ кг. Сила тяги ракеты $P = 700$ кН. Удельный импульс двигателя ракеты $I = 2700$ м/с. Масса топлива ракеты в момент старта $m_{T0} = 40000$ кг. Управляющая сила ракеты $P_{УПР} = 5$ Н. Длина ракеты $l = 15$ м. Диаметр ракеты $D = 1$ м.

В задаче введены следующие допущения:

1) сила лобового сопротивления $R_X = 100$ Н и в полете не изменяется;

2) подъемная сила в течение всего полета равняется нулю ($R_y = 0 \text{ Н}$);

3) центр масс ракеты в течение всего полета не изменяет своего положения и расположен в середине ракеты на продольной оси X_C ;

4) сила тяги P и управляющая сила $P_{УПР}$ появляются в момент старта ракеты ($t = 0$) и действуют на ракету непрерывно, пока не закончится все топливо;

5) когда управляющая сила $P_{УПР}$ становится равной нулю, угловая скорость вращения ракеты ω также становится равной нулю.

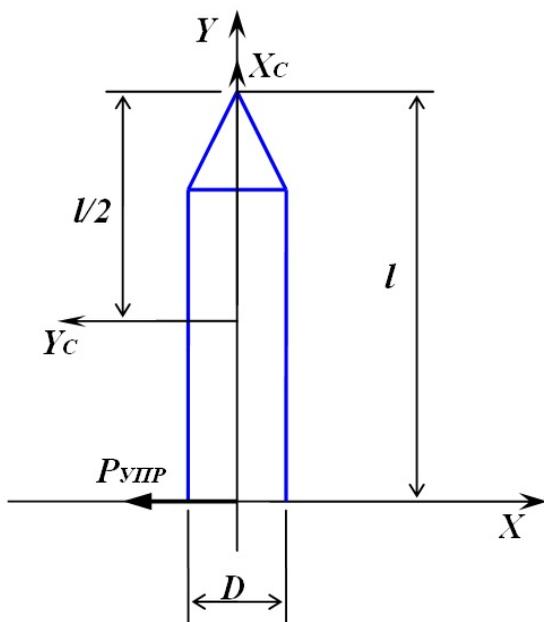


Рис. 2.15. К примеру 5 (ракета в момент старта)

Требуется построить приближенную траекторию полета ракеты (график $y(x)$) на интервале времени полета $t = 0 \dots 600 \text{ с}$.

Решение:

Для удобства построения приближенной траектории полета ракеты будем использовать программу *Microsoft Excel*.

1) Задаем исходные данные для расчетов (см. рис. 2.16);

	A	B	C	D	E	F	G
1							
2							
3		Стартовая масса ракеты, кг	Начальная масса топлива ракеты, кг	Сила тяги, Н	Удельный импульс, м/с		
4		50000	40000	700000	2700		
5							
6		Управляющая сила, Н	Длина ракеты, м	Диаметр ракеты, м	Сила лобового сопротивления, Н		
7							
8		5	15	1	100		
9							
10							
11							
12							

Рис. 2.16. Исходные данные для расчетов

2) Составляем макет таблицы рассчитываемых величин (см. рис. 2.17). Шаг изменения времени принимаем равным $\Delta t = 1$.

	H	I	J	K	L	M	N	O	P	Q	R	S	T	U	V
1															
2															
3															
4															
5															
6		Текущее время, с	Текущая масса топлива, кг	Текущая масса ракеты, кг	Сила тяги, Н	Управляющая сила, Н	Момент инерции управляющей силы, Нм	Момент инерции	Угловая скорость вращения ракеты, рад/с	Угол поворота ракеты, рад	Текущая скорость Vx	Текущая скорость Vy	x, м	y, м	
7		0													
8		1													
9		2													
10		3													
11		4													
12		5													
13		6													
14		7													
15		8													
16		9													
17		10													
18		11													

Рис. 2.17. Макет таблицы рассчитываемых величин

3) Текущая масса топлива ракеты вычисляется по следующему выражению

$$m_T(t) = m_{T0} - \frac{P + P_{УПР}}{I} \cdot t. \quad (2.36)$$

4) Текущая масса ракеты вычисляется по следующему выражению

$$m_{PH}(t) = \begin{cases} m_0 - m_{T0} + m_T(t), & \text{если } m_T(t) > 0 \\ m_0 - m_{T0}, & \text{если } m_T(t) < 0 \end{cases} \quad (2.37)$$

5) Сила тяги ракеты вычисляется по следующему выражению

$$P(t) = \begin{cases} P, & \text{если } m_T(t) > 0 \\ 0, & \text{если } m_T(t) < 0 \end{cases} \quad (2.38)$$

6) Управляющая сила вычисляется по следующему выражению

$$P_{УПР}(t) = \begin{cases} P_{УПР}, & \text{если } m_T(t) > 0 \\ 0, & \text{если } m_T(t) < 0 \end{cases} \quad (2.39)$$

7) Момент управляющей силы вычисляется по следующему выражению

$$M_{УПР} = P_{УПР} \cdot \frac{l}{2} \quad (2.40)$$

8) Момент инерции вычисляется по следующему выражению

$$I_H = \frac{1}{4} \cdot m \cdot r^2 + \frac{1}{12} \cdot m \cdot l^2 = \frac{1}{16} \cdot m \cdot D^2 + \frac{1}{12} \cdot m \cdot l^2 \quad (2.41)$$

9) Угловая скорость вращения ракеты вычисляется следующим образом

$$\omega(t_{i+1}) = \begin{cases} \omega(t_i) + \partial\omega, & \text{если } m_T(t) > 0 \\ 0, & \text{если } m_T(t) < 0 \end{cases} \quad (2.42)$$

$$\text{где } t_{i+1} - t_i = \partial t = 1 \text{ с}; \quad \partial\omega = \frac{M_{УПР}}{I_H} \cdot \partial t.$$

Соответственно:

$$\omega(t_{i+1}) = \omega(t_i) + \frac{M_{УПР}}{I_H} \cdot \partial t \quad (2.43)$$

В *Microsoft Excel* программирование значений угловой скорости осуществляется по следующему алгоритму:

$$\omega(t=0) = 0;$$

$$\omega(t=1) = \omega(t=0) + \frac{M_{УПР}}{I_{УПР}} \cdot \partial t;$$

$$\omega(t=2) = \omega(t=1) + \frac{M_{УПР}}{I_{УПР}} \cdot \partial t \text{ и так далее.}$$

10) Угол поворота ракеты вычисляется по следующему выражению

$$\varphi(t_{i+1}) = \varphi(t_i) + \omega_i \cdot \Delta t. \quad (2.44)$$

11) Скорость движения ракеты V_x вычисляется по выражению

$$V_x(t_{i+1}) = V_x(t_i) + \frac{(P(t) - R_x) \cdot \cos\left(\frac{\pi}{2} - \varphi\right) - P_{yPP}(t) \cdot \sin\left(\frac{\pi}{2} - \varphi\right)}{m_{PH}(t)} \cdot \Delta t. \quad (2.45)$$

12) Скорость движения ракеты V_y вычисляется по выражению

$$V_y(t_{i+1}) = V_y(t_i) + \frac{(P(t) - R_x) \cdot \sin\left(\frac{\pi}{2} - \varphi\right) + P_{yPP}(t) \cdot \cos\left(\frac{\pi}{2} - \varphi\right) - m_{PH}(t) \cdot g}{m_{PH}(t)} \cdot \Delta t. \quad (2.46)$$

13) Координата положения ракеты в пространстве x определяется по выражению

$$x(t_{i+1}) = x(t_i) + V_x(t_{i+1}) \cdot \Delta t. \quad (2.47)$$

14) Координата положения ракеты в пространстве y определяется по выражению

$$y(t_{i+1}) = y(t_i) + V_y(t_{i+1}) \cdot \Delta t. \quad (2.48)$$

При соответствующем заполнении всех ячеек и построении диаграммы $y(x)$ получим следующий результат (см. рис. 2.18).

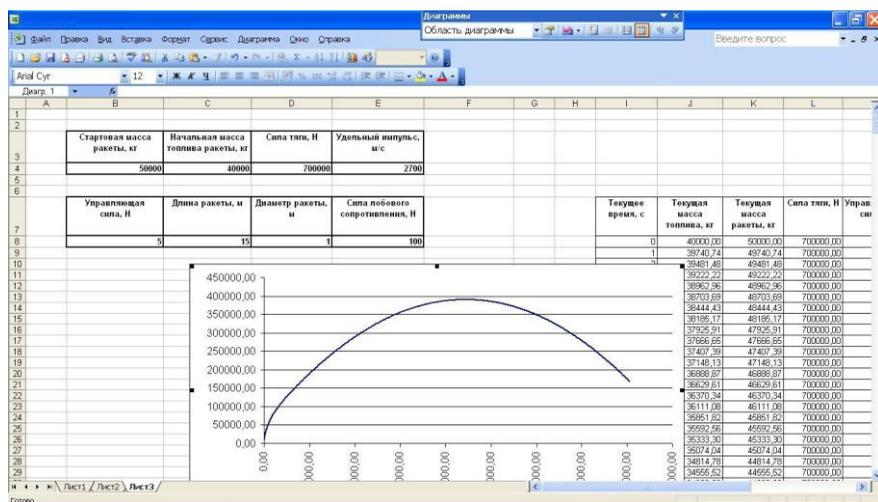


Рис. 2.18. Результат решения примера 5

3 ВВЕДЕНИЕ В КОНСТРУИРОВАНИЕ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

3.1 Процесс конструирования ракеты

В общей инженерной литературе под конструированием понимают процесс придания техническим объектам (изделиям) и их элементам конкретных геометрических форм и размеров, наиболее эффективно обеспечивающих их изготовление, взаимодействие (сопряжение) и реализацию функционального назначения.

Конструирование включает процедуры обдумывания и отображения, выбора материалов и технологии изготовления, должно обеспечивать возможность экономически целесообразного материального воплощения концепции объекта и его элементов [11].

В ракетостроении процесс конструирования заключается в разработке конструктивной схемы ракеты, содержащей в себе подробное описание элементов конструкции: агрегатов, узлов, систем, отсеков, ступеней и т.п. вплоть до отдельных деталей.

Работа над конструкцией ракеты начинается ещё на этапе разработки эскизного проекта (с появлением конструктивно-компоновочной схемы изделия), продолжается на этапах разработки технического проекта изделия, технического задания на отдельные узлы, агрегаты, детали и заканчивается передачей конструкции, уже опробованной в испытаниях в эксплуатацию [5].

Процесс конструирования ракеты характеризуется большим объемом работ по подготовке документации, содержащей в себе сведения о геометрических размерах элементов конструкции, конструкционных материалах, способах обработки поверхностей элементов конструкции, способах соединения и т.д.

Состав конструкторской документации на различных стадиях проектной и конструкторской разработки, требования к содержанию и оформлению различных конструкторских документов (графических и текстовых) определены комплексом стандартов единой системы конструкторской документации (ЕСКД).

В настоящем учебном пособии выделим ряд укрупненных задач, которые решаются при разработке конструкции ракеты.

Задачи, решаемые при конструировании ракеты

1. Выделение элементов конструкции ракеты, то есть разбиение общей схемы ракеты до элементарных деталей.

На рис. 3.1 приведен пример членения общей схемы ракеты на компоненты. Сначала происходит членение на отсеки, затем в каждом отсеке выделяются узлы и агрегаты, которые, в свою очередь, делятся на детали. В правой части рис. 3.1 приведен пример членения упрощенной модели топливного бака до пяти деталей.

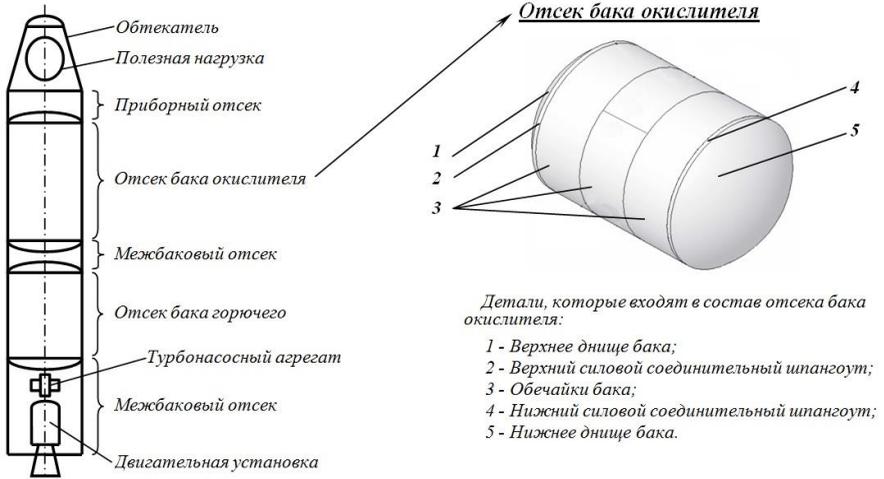


Рис. 3.1. Пример членения ракеты на отсеки и членения упрощенной модели топливного бака до элементарных деталей

2. Следующей задачей является выбор материалов, которые в конструировании называют конструкционными материалами, из которых будут изготавливаться отдельные детали. На рис. 3.2 приведена схема с основными видами конструкционных материалов для производства деталей ракеты.

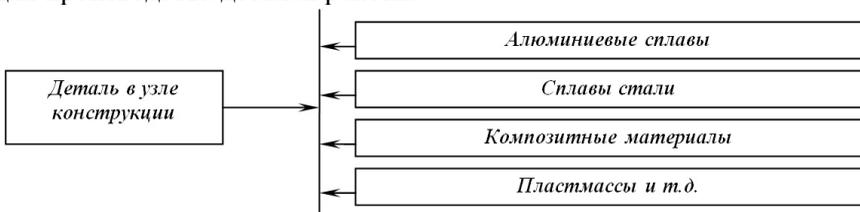


Рис. 3.2. Основные виды конструкционных материалов

3. Третьей задачей является определение расчетных геометрических размеров деталей (к примеру, толщин обшивок) из выбранного конструкционного материала. На рисунке 3.3 приведен пример выделения геометрических размеров деталей модели топливного бака. В данном случае имеется три детали (днище, соединительный шпангоут и цилиндрическая оболочка) и следует выбрать толщины и площадь поперечного сечения бака.

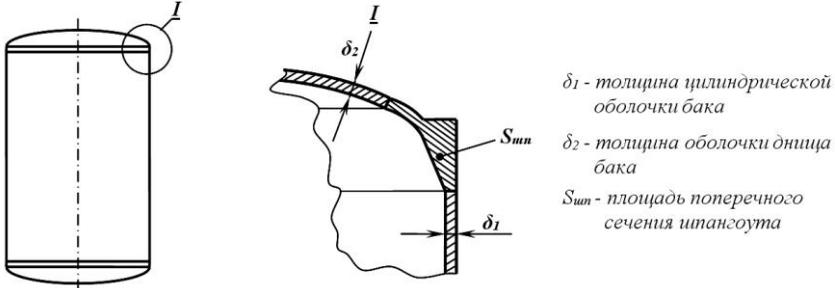


Рис. 3.3. Выбор толщин и площадей в сечениях деталей модели топливного бака

4. Следующая задача заключается в выборе реальных толщин или площадей в сечениях деталей, при которых запас прочности как можно больше и масса детали как можно меньше. Для примера, приведенного на рис. 3.3, выбор будет осуществляться из условий:

$$\delta_1^{реальн} \geq \delta_1, \delta_2^{реальн} \geq \delta_2, S_{шпг}^{реальн} \geq S_{шпг}.$$

5. Пятой задачей является определение способа соединения деталей, агрегатов, узлов и отсеков между собой. К примеру, детали могут соединяться между собой следующими способами: клёпкой; сваркой; склеиванием; с помощью болтов и винтов.

6. В завершение осуществляется подготовка конструкторской документации, которую будут использовать на производстве. Конструкторская документация содержит чертежи, в которых содержится информация о материалах деталей, способах соединения, требования к обработке поверхностей и другое.

В основе большинства конструкторских расчётов лежат прочностные модели, позволяющие выбирать такие конструктивные характеристики, при которых не будут выходить из строя элементы ракеты. В следующих параграфах познакомимся с некоторыми моделями, используемыми в прочностных расчетах конструкции ракеты.

3.2 Модели оценки внутренних сил в конструкции ракеты

В процессе полета ракета-носитель испытывает нагрузки, которые как бы стараются ее разрушить. К примеру, сила тяги P вместе с силой лобового сопротивления R_x стремятся сжать ракету вдоль продольной оси, управляющая сила $P_{упр}$ и подъемная сила R_y – изогнуть ракету.

Вследствие этого в элементах конструкции ракеты-носителя возникают внутренние усилия (силы). Внутренние силы стараются как бы уравновесить внешние силы. Значение и распределение внутренних сил в значительной степени определяется значением и характером распределения внешних сил по поверхности корпуса ракеты. Суммарное действие внутренних сил представляется, как правило, в виде:

- осевых внутренних сил (N) растяжения-сжатия;
- перерезывающих внутренних сил (Q);
- внутренних изгибающих моментов (M).

На рис. 3.4 приведена схема действия внутренних сил.

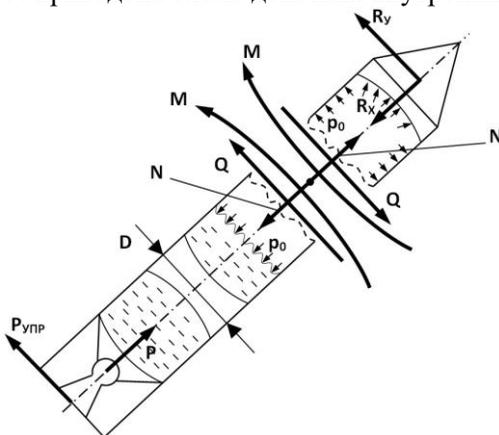


Рис. 3.4. Схема действия внутренних сил в конструкции ракеты [9]

На рисунке введены следующие обозначения: R_x – сила лобового сопротивления; R_y – подъемная сила; P – сила тяги; $P_{упр}$ – управляющая сила; p_0 – внутреннее давление в топливных баках.

Осевые внутренние силы N направлены вдоль продольной оси X ракеты. Перерезывающие внутренние силы Q направлены поперек продольной оси. Внутренние изгибающие моменты M равны по значению соответствующим силам и моментам от внешних нагрузок и противоположно им направлены (см. рис. 3.4). Силы, возникающие от давления в топливных баках, условно относят к внешним нагрузкам.

Для определения величин внутренних сил в конструкции часто используются выражения, в которых содержится *коэффициент перегрузки*. Рассмотрим это понятие.

Понятие о перегрузках

Коэффициентом перегрузки n (перегрузкой) называют отношение ускорения, которое бы имело тело вне поля Земного тяготения, к ускорению Земного тяготения g_0 .

Применительно к земным условиям понятие перегрузки можно сформулировать следующим образом: перегрузкой называют отношение вектора равнодействующей всех поверхностных сил, действующих на ракету к её весу.

Перегрузка в направлении продольной оси X (см. рис. 3.1) носит название продольной или осевой. Соответственно продольная перегрузка обозначается n_x . Перегрузка в поперечном направлении к продольной оси носит название поперечной и обозначается n_y (если трёхмерное пространство, то еще n_z).

Выражения, по которым определяются величины коэффициентов перегрузок, выглядят следующим образом:

$$n_x = \frac{P - R_x}{m \cdot g_0 \cdot \sin(\Theta)} \quad , \quad (3.1)$$

$$n_y = \frac{R_y - P_{yпр}}{m \cdot g_0 \cdot \cos(\Theta)} \quad , \quad (3.2)$$

где Θ – угол наклона ракеты к горизонту (тангажа) в процессе полета.

Рассмотрим пример выражения для определения внутренней осевой силы N . Выражение выглядит следующим образом:

$$N = -(R_X + m_{Oч} \cdot g_0 \cdot n_X) + p_0 \frac{\pi \cdot D^2}{4}, \quad (3.3)$$

где $m_{Oч}$ – масса отсеченной части конструкции ракеты.

Знак минус указывает на то, что по схеме на рис. 3.1 сила сжимающая.

Удобством использования такого выражения является то, на показанной схеме не приведены силы веса отдельных частей ракеты, так как при определении внутренних усилий эти силы неравномерно распределены по корпусу ракеты. Соответственно, силы веса будут учтены с помощью перегрузок, действующих по соответствующим осям ракеты.

В настоящем учебном пособии будут рассмотрены простейшие случаи нагружений, которые вызывают появление внутренних осевых сил N растяжения и сжатия конструкции ракеты.

3.3 Понятие о прочностном расчете конструкции ракеты

Выход из строя элементов конструкции

Задача определения характеристик конструкции ракеты (к примеру, материал, геометрическая форма), при которых не произойдет выход из строя ракеты, называется *прочностным расчетом* (или расчетом на прочность).

Рассмотрим принятую классификацию видов выхода из строя. Принято различать следующие основные виды выхода конструкции из строя:

1) Разрушение материала конструкции

Разрушение – это событие, заключающееся в локальном или глобальном разделении конструкции на части. Бывают следующие виды разрушений:

- местное разрушение элементов конструкции (к примеру, появление трещин);
- общее разрушение конструкции (происходит разделение элемента на части).

2) Состояние пластического течения элементов конструкции (к примеру, оплавление элемента под действием температуры).

3) Потеря устойчивости конструкции (к примеру, изгиб опоры под нагрузкой)

Потеря устойчивости также бывает местной и общей.

Напряжение в элементах конструкции

При выборе характеристик конструкции ракеты (конструировании) по рассчитанным величинам внутренних сил еще нельзя судить, произойдет разрушение или нет. Поэтому в прочностных расчетах также используются параметры, которые называются напряжениями в конструкции.

Рассмотрим стержень, на который действует растягивающая осевая внутренняя сила N (см. рис. 3.5). Площадь поперечного сечения рассматриваемого стержня обозначим символом S . Сила N действует по нормали к поперечному сечению стержня.

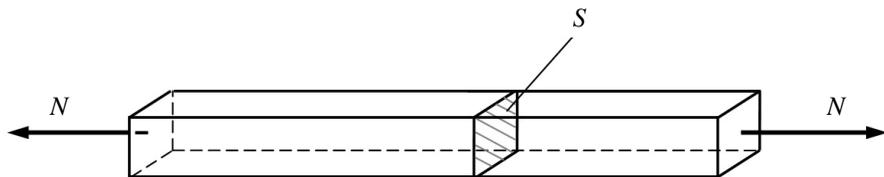


Рис. 3.5. Стержень под растяжением [9]

Нормальным напряжением σ называется величина, которая определяется как отношение растягивающей (сжимающей) силы к площади поперечного сечения. В приведенном случае выражение для определения нормального напряжения выглядит следующим образом:

$$\sigma = \frac{N}{S}. \quad (3.4)$$

Размерность напряжения принято выражать в Паскалях (Па) и мегапаскалях (МПа).

В обычных условиях работы конструкции (не происходит выхода из строя) нормальное напряжение называется расчетным. Соответственно существует граница предельного состояния, после которого произойдет выход из строя. При этом нормальное напряжение достигнет предельного значения. Напряжения, при превышении которых произойдет выход из строя, называют *предельными* или *допустимыми*. В общем виде предельные напряжения обозначаются символом $\sigma_{\text{доп}}$.

В частном виде также бывают следующие обозначения предельных напряжений:

- σ_B (временное сопротивление, которое соответствует разрушению элемента или конструкции);

- $\sigma_{0,2}$ (соответствует напряжению, при котором появляются первые признаки текучести, остаточная деформация 0,2 %).

Величины предельных напряжений определяются экспериментально и зависят лишь от выбранного материала. Их значения можно узнать из инженерных справочников.

Условие прочности конструкции

Условием прочности (невыхода из строя) конструкции является то, что напряжения в любой точке конструкции ракеты должны быть меньше, чем предельно допустимые $\sigma_{доп}$. Это условие записывается следующим образом:

$$\sigma \leq \sigma_{доп}. \quad (3.5)$$

Эксплуатационные нагрузки

Эксплуатационными нагрузками $P_{\text{Э}}$ (или $N_{\text{Э}}$, $Q_{\text{Э}}$, $M_{\text{Э}}$) называются возможные в эксплуатации внутренние силы, то есть силы, которые испытывает конструкция в процессе своего существования.

Расчетные нагрузки и коэффициент безопасности

При расчете конструкции на прочность расчетную нагрузку обычно принимают выше эксплуатационной. Считают, что при расчетной нагрузке напряжения достигают предельных значений. Число, показывающее, во сколько раз расчетная нагрузка $P_{расч}$ (или $N_{расч}$, $M_{расч}$, $Q_{расч}$) больше эксплуатационной $P_{\text{Э}}$, называется коэффициентом безопасности

$$f = \frac{P_{расч}}{P_{\text{Э}}}. \quad (3.6)$$

$$P_{расч} = f \cdot P_{\text{Э}}. \quad (3.7)$$

Как правило, при выборе характеристик элементов конструкции коэффициент безопасности задается инженером самостоятельно. Так, при выборе характеристик конструкции беспилотных летательных аппаратов принимают, что коэффициент безопасности составляет $f = 1,2 \dots 1,5$.

Коэффициент запаса прочности

Обычно при выборе характеристик конструкции геометрические размеры (к примеру, площадь растягиваемого стержня) выбирают заранее большими, чем для восприятия достаточными для расчетной нагрузки.

При этом для выбранных заранее больших геометрических размеров вычисляют нагрузку на предельных напряжениях. К примеру, в случае растягиваемого стержня указанная нагрузка вычисляется следующим образом:

$$N = \sigma_{\text{ДОП}} \cdot S_{\text{макс}},$$

где $S_{\text{макс}}$ – площадь поперечного сечения стержня, заданная заранее большей, чем достаточно для восприятия расчетной нагрузки.

Подобную нагрузку (при заранее больших геометрических размерах) называют разрушающей нагрузкой $P_{\text{разр}}$.

Отношение разрушающей нагрузки $P_{\text{разр}}$ (или $N_{\text{разр}}$, $Q_{\text{разр}}$, $M_{\text{разр}}$) к расчетной нагрузке $P_{\text{расч}}$ называется *коэффициентом запаса прочности*. Вычисляется коэффициент запаса прочности по следующему выражению:

$$\eta = \frac{P_{\text{разр}}}{P_{\text{расч}}}. \quad (3.8)$$

В частном случае, когда конструкция работает по схеме «*растяжение–сжатие*» справедливо следующее соотношение

$$\eta = \frac{P_{\text{разр}}}{P_{\text{расч}}} = \frac{\sigma_{\text{ДОП}} \cdot S_{\text{макс}}}{\sigma_{\text{расч}} \cdot S_{\text{расч}}},$$

где $\sigma_{\text{расч}}$ – напряжение, возникающее при действии на конструкцию расчетной нагрузки $P_{\text{расч}}$.

Для рациональных конструкций коэффициент запаса прочности должен быть равен единице (или несколько больше). Слишком большой коэффициент запаса прочности делает конструкцию хотя и более надежной по прочности, но очень тяжелой, что недопустимо для летательных аппаратов (ракет).

Пример подбора геометрического сечения обшивки и профиля по заданной нагрузке

Рассмотрим принцип расчета на прочность модели сухого отсека ракеты-носителя. На рис. 3.6 приведена указанная модель отсека, которая включает в себя два вида элементов конструкции: обшивку (см. рис. 3.6, позиция 1) и стрингер (продольный стержень с Г-образным поперечным сечением, см. рис. 3.6, позиция 2).

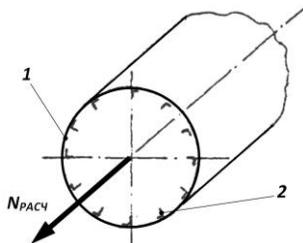


Рис. 3.6. Модель сухого отсека ракеты [12]

Для упрощения подбора сечений обшивки и профилей обычно выделяют из всего сечения один стрингер и обшивку длиной, равной расстоянию между стрингерами. На рис. 3.7 приведена иллюстрация отрезка обшивки с одним стрингером.

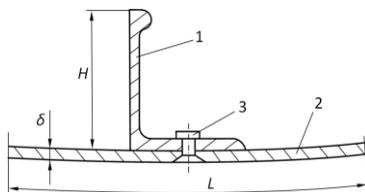


Рис. 3.7. Схема для определения нагрузки на участке сечения, примыкающего к одному стрингеру [9]: 1 – стрингер; 2 – обшивка; 3 – заклепка

Длина участка обшивки, примыкающей к стрингеру при равномерном распределении, определяется из выражения:

$$L = \frac{\pi \cdot D}{m}, \quad (3.9)$$

где D – диаметр сухого отсека; m – количество стрингеров в сухом отсеке.

Приведем алгоритм подбора толщины обшивки δ и геометрические размеры поперечного сечения стрингера (размеры профиля стрингера).

1. Выбираются исходные данные (внешние силы, масса, давление в топливных баках).

2. Рассчитывается осевая сжимающая сила:

$$N_{\text{э}} = -(R_{x1} + m_{\text{оч}} \cdot g_0 \cdot n_{x1}) + p_0 \frac{\pi \cdot D^2}{4}.$$

В рассматриваемом примере давление наддува в топливных баках p_0 считается равным нулю, так как в сухом отсеке это давление отсутствует.

3. Определяется расчетная нагрузка:

$$N_{\text{расч}} = f \cdot N_{\text{э}}.$$

4. Определяется длина части обшивки сухого отсека L по образующей (окружности), приходящейся на один стрингер, по выражению (3.9).

5. Определяется продольная нагрузка сухого отсека, приходящаяся на один стрингер с примыкающей к нему обшивкой

$$N_1 = \frac{N_{\text{расч}}}{m}.$$

6. Определяется потребная площадь поперечного сечения (стрингера и примыкающей к нему обшивки вместе) для восприятия усилия N_1

$$S_1 = \frac{N_1}{\sigma_{\text{доп}}},$$

где $\sigma_{\text{доп}}$ – допустимое напряжение, определяется из справочника для выбранного материала конструкции.

7. Принимается (в первом приближении) допущение, что площадь сечения стрингера (профиля) $S_1^{\text{проф}}$ и площадь примыкающей к нему обшивки $S_1^{\text{обш}}$ равны, то есть

$$S_1^{\text{проф}} = S_1^{\text{обш}}, \quad S_1^{\text{проф}} + S_1^{\text{обш}} = S_1.$$

Соответственно:

$$S_1^{\text{проф}} = \frac{S_1}{2} \quad \text{и} \quad S_1^{\text{обш}} = \frac{S_1}{2}.$$

Полученные выше площади принимаются за расчетные.

8. Подбираются характеристики профиля стрингера по сортаменту. Сортамент профилей – это таблица разных стандартных профилей со стандартными размерами. К примеру, данная таблица сортамента для стрингера может выглядеть следующим образом (см. рис. 3.8 и табл. 3.1).

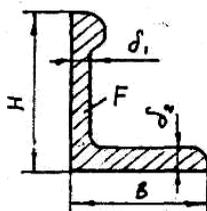


Рис. 3.8. Геометрические характеристики типового профиля

Таблица 3.1. Данные из сортамента на профили стрингеров

№ профиля	H, мм	B, мм	δ_2 , мм	δ_1 , мм	$S_{1сорт}^{проф}$, мм ²
1	13	12	1	1	29,2
30	16	15	1	1	35,2
2	20	13	1	1	37,2
3	20	15	1,5	1,5	65,1
31	20	21	1,5	1,5	63,4
4	23	13	1,2	1,2	51,7
5	25	18	1,5	1,5	77,11
7	25	20	2	2	106,1
32	25	25	2,5	2,5	134,8
33	29	20	1,5	2,5	116,1
34	32	25	2,5	2,5	152,0
10	35	20	2	2	126,1
19	48,5	30	2,5	2,5	182,5
20	50	25	3	3	278,4
12	50	30	4	4	353,3
13	65	40	5	5	568,7

Принимаем во внимание, что принятая площадь профиля $S_{1сорт}^{проф}$ должна быть больше или равна расчетной

$$S_{1сорт}^{проф} \geq S_1^{проф}.$$

Напомним, что площадь профиля стрингера по сортаменту должна быть ближайшей к расчетной площади, иначе конструкция будет перетяжелена.

9. Определяется необходимая толщина обшивки

$$\delta^{обш} = \frac{S_1^{обш}}{L}.$$

10. Обшивка, как правило, изготавливается из листового металла, промышленно, со стандартными толщинами. К примеру, могут быть такие стандартные толщины обшивки (листа): 1 мм; 1,2 мм; 1,5 мм и так далее. Принимаем толщину обшивки по сортаменту $\delta_{сорт}^{обш}$ равной или ближайшей большей, чем расчетная толщина обшивки $\delta^{обш}$.

11. Определяется принятая площадь участка обшивки по формуле

$$S_{1сорт}^{обш} = L \cdot \delta_{сорт}^{обш}.$$

12. Определяется общая площадь поперечного сечения стрингера с примыкающим к нему участком обшивки

$$S_1^{прин} = S_{1сорт}^{проф} + S_{1сорт}^{обш}.$$

13. Определяется разрушающая нагрузка на участке обшивки со стрингером

$$N_{разр}^{уч} = \sigma_{ДОП} \cdot S_1^{прин}.$$

14. Определяется коэффициент запаса прочности

$$\eta = \frac{N_{разр}^{уч}}{N_1}.$$

Полученный коэффициент запаса прочности должен незначительно превышать единицу. Если он превышает единицу значительно, то конструкция будет перетяжелена. Как правило, при проектировании конструкций стремятся значения коэффициента запаса прочности выдержать в следующем диапазоне: $\eta = 1,02 \dots 1,07$. Однако это не всегда удается обеспечить из-за ограничений по сортаменту производимых профилей и листов конструкционного материала.

3.4 Пример расчета конструкционных характеристик деталей ракеты

Рассмотрим задачу конструирования на примере расчета и выбора конструкторских характеристик модели топливного бака, приведенного ранее на рис. 3.1.

Принимаем, что конструкция топливного бака испытывает следующие нагрузки: продольную силовую эксплуатационную нагрузку $N_{\text{э}} = 2000$ кН; поперечную силовую эксплуатационную нагрузку $Q_{\text{э}} = 100$ кН; изгибающий эксплуатационный момент $M_{\text{изг}} = 300$ кН/м; внутреннее избыточное давление наддува бака $p_{\text{э}} = 3$ атм. Известны геометрические параметры бака: диаметр цилиндрической части бака $D = 4$ м; радиус сферических днищ бака $R_{\text{сф}} = 4$ м.

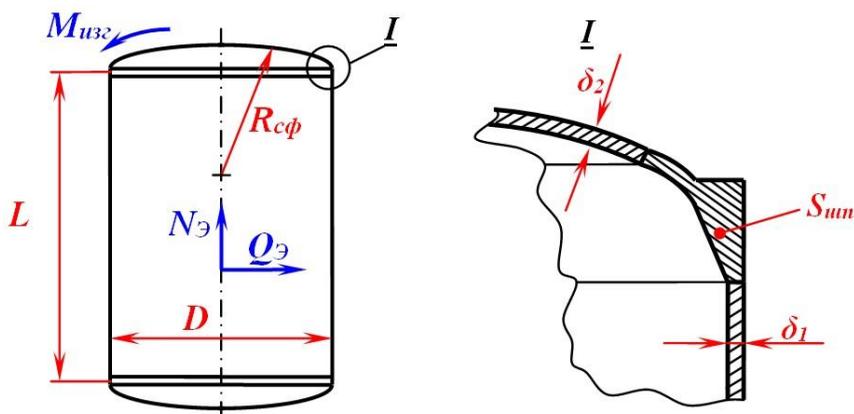


Рис. 3.9. Схема с внутренними усилиями и конструкционными характеристиками

Считаем, что для изготовления топливного бака планируется использовать сплав марки АМг6 (дюралюминиевый сплав). Характеристики сплава указаны в табл. 3.2.

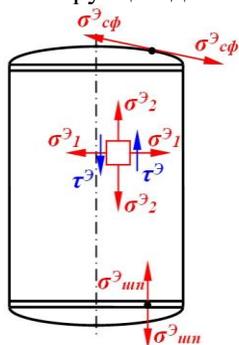
Принимаем, что коэффициент безопасности принимается равным $f = 2$. Считаем, что все детали топливного бака изготавливаются из одного конструкционного материала, и толщины оболочек выбираются одинаковыми ($\delta_1 = \delta_2$).

Таблица 3.2. Характеристики конструкционных материалов

Наименование	АМг 6
Предел прочности материала, σ_B , МПа	300
Критическое напряжение на сдвиг, $\tau_{кр}$, МПа	200
Критическое напряжение на сжатие, $\sigma_{кр}$, МПа	200
Коэффициент ослабления сваренного шва, f	0,7
Плотность материала, кг/м ³	2700
Ряд стандартных толщин листа из данного конструкционного материала, мм	1; 1,2; 1,5; 1,8; 2; 2,5; 3; 3,5; 4; 5; 6; 7; 8; 10

Для расчетов толщин и площадей деталей топливного бака можно использовать ряд прочностных моделей. Ознакомимся с некоторыми из них.

Каждая из деталей топливного бака испытывает ряд напряжений. На рис. 3.10 приведены основные виды напряжений в конструкции деталей.



σ^3_1 - эксплуатационные нормальные напряжения в цилиндрической оболочке бака в поперечном направлении

σ^3_2 - эксплуатационные нормальные напряжения в цилиндрической оболочке бака в продольном направлении

$\sigma^3_{сф}$ - эксплуатационные нормальные напряжения в оболочке днища бака сферической формы

τ^3 - эксплуатационные касательные напряжения в оболочке топливного бака

$\sigma^3_{шп}$ - эксплуатационные нормальные напряжения в шпангоуте

Рис. 3.10. Напряжения в конструкции топливного бака

Для каждой из деталей следует рассмотреть условие прочности. В данном случае могут быть следующие условия прочности:

1. Условие прочности при растяжении боковых стенок бака описывается выражением:

$$f \cdot \sigma^3_{\max} \leq k_c \cdot \sigma_B, \quad (3.10)$$

где σ^3_{\max} – максимальное из нормальных напряжений в оболочке конструкции; f – коэффициент безопасности; k_c – коэффициент ослабления в зоне сварного шва; σ_B – предел прочности материала конструкции.

Максимальное из нормальных напряжений в оболочке конструкции определяется из выражения:

$$\sigma_{\max}^{\text{э}} = \sigma_2^{\text{э}} - \frac{|M_{\text{изг}}|}{W} - \frac{|N_{\text{э}}|}{S}, \quad (3.11)$$

где $\sigma_2^{\text{э}}$ – напряжение в продольном направлении топливного бака; W – момент сопротивления сечения бака; S – площадь поперечного сечения бака ($S = \pi \cdot D \cdot \delta_1$).

Напряжение в продольном направлении топливного бака определяется из выражения:

$$\sigma_2^{\text{э}} = \frac{p_{\text{э}} \cdot D}{2 \cdot \delta_1}. \quad (3.12)$$

Момент сопротивления сечения бака определяется по выражению:

$$W = \frac{\pi \cdot D^2 \cdot \delta_1}{4}. \quad (3.13)$$

2. Условие прочности при сжатии стенок обечак бака описывается выражением:

$$\left(\frac{\tau_{\max}^{\text{э}}}{\tau_{\text{кр}}} \right) + \left(\frac{|\sigma_m^{\text{э}}|}{\sigma_{\text{кр}}} \right) \leq 1, \text{ если } \sigma_m^{\text{э}} = \sigma_2^{\text{э}} - \frac{|N_{\text{э}}|}{S} \leq 0, \quad (3.14)$$

где $\tau_{\max}^{\text{э}}$ – максимальное касательное напряжение ($\tau_{\max}^{\text{э}} = \frac{4 \cdot Q_{\text{э}}}{\pi \cdot D \cdot \delta_1}$).

3. Условие прочности при растяжении стенок сферических днищ бака описывается выражением:

$$f \cdot \sigma_{\text{сф}}^{\text{э}} \leq k_c \cdot \sigma_B, \quad (3.15)$$

где $\sigma_{\text{сф}}^{\text{э}}$ – эксплуатационное напряжение в сферической оболочке днища бака ($\sigma_{\text{сф}}^{\text{э}} = \frac{p_{\text{э}} \cdot R_{\text{сф}}}{2 \cdot \delta_2}$).

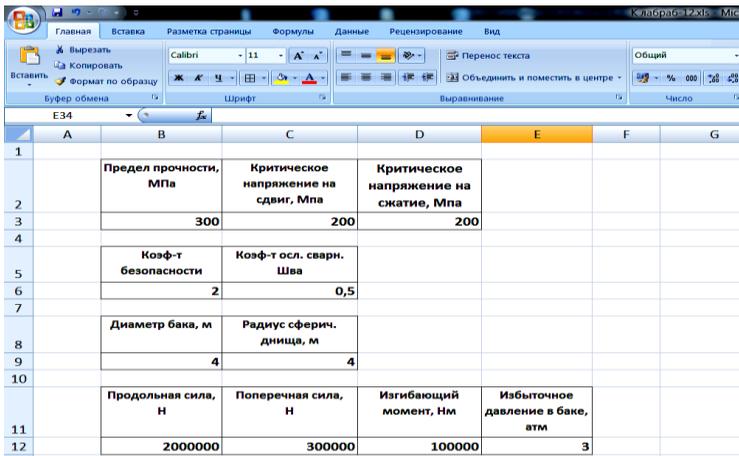
4. Условие прочности в шпангоуте топливного бака описывается выражением:

$$f \cdot |\sigma_{\text{ин}}^{\text{э}}| \leq k_c \cdot \sigma_B, \quad (3.16)$$

где $\sigma_{\text{ин}}^{\text{э}}$ – нормальные напряжения в шпангоуте ($\sigma_{\text{ин}}^{\text{э}} = \frac{p_{\text{э}} \cdot D}{8 \cdot S_{\text{ин}}} \sqrt{4 \cdot R_{\text{сф}}^2 - D^2}$).

Используя исходные данные, приведенные в начале параграфа, определим, к примеру, толщину стенки обечайки топливного бака (δ_1), при которой выполнится условие прочности.

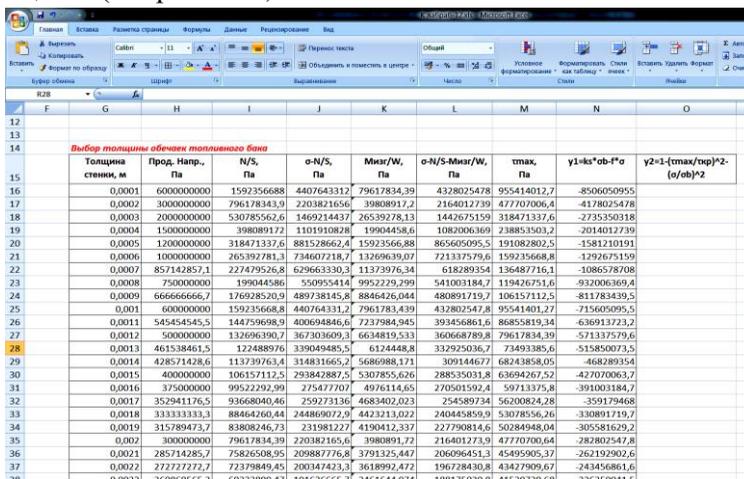
Для расчетов используем программу *Microsoft Excel*. Составим таблицу исходных данных (см. рис. 3.11).



	A	B	C	D	E	F	G
1		Предел прочности, МПа	Критическое напряжение на сдвиг, Мпа	Критическое напряжение на сжатие, МПа			
2							
3		300	200	200			
4							
5		Коеф-т безопасности	Коеф-т усл. сварн. Шва				
6		2,2	0,5				
7							
8		Диаметр бака, м	Радиус сферич. днища, м				
9		4	4				
10							
11		Продольная сила, Н	Поперечная сила, Н	Изгибающий момент, Нм	Избыточное давление в баке, атм		
12		200000	300000	100000	3		
13							

Рис. 3.11. Исходные данные для расчета

Далее составим таблицу, в которой зададим диапазон изменения толщины обечайек топливного бака $\delta_1 = \{ \delta_1^{\min}, \delta_1^{\max} \}$ с шагом $\Delta \delta_1 = 0,1$ мм (см. рис. 3.12).



	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	
14		Выбор толщины обечайек топливного бака									
15		Толщина стенки, м	Прод. Напр., Па	N/S, Па	o-N/S, Па	Мизг/W, Па	o-N/S-Мизг/W, Па	tmax, Па	y1*ks*ob*F*o	y2=1-(tmax/σp)*2-(o/ob)*2	
16	0,0001	6000000000	1592356688	4407643312	79617834,39	4328025478	955414012,7	-8506050955			
17	0,0002	3000000000	79617834,39	2203821656	39808917,2	2164012739	477707006,4	-4178025478			
18	0,0003	2000000000	530785562,6	1469214437	26539278,13	1442675159	318471337,6	-2735303318			
19	0,0004	1500000000	39808917,2	1101910828	1994458,8	1003006369	238853503,2	-2014012739			
20	0,0005	1200000000	318471337,6	881528662,4	15923566,88	865650955,5	191082802,5	-1581210911			
21	0,0006	1000000000	265392781,3	734607218,7	13269639,07	721337579,6	159235668,8	-1292675159			
22	0,0007	857142857,1	227479526,8	629663330,3	11373976,34	618289354	136487116,1	-1086578708			
23	0,0008	750000000	199044586	550955414	9952229,299	541003184,7	119426751,6	-932006369,4			
24	0,0009	666666666,7	176928520,9	48938145,8	8846426,044	480891719,7	106157112,5	-811783439,5			
25	0,001	600000000	159235668,8	440764331,2	7961783,439	432802547,8	95541401,27	-715605095,5			
26	0,0011	545454545,5	144759698,9	400694846,5	7237984,945	393456861,6	8685819,34	-636913723,2			
27	0,0012	500000000	132696390,7	36730369,3	6634819,533	360668789,8	79617834,39	-571337579,6			
28	0,0013	461538461,5	122488976	339049485,5	6124448,8	332925036,7	73493385,6	-515850073,5			
29	0,0014	428571428,6	113739763,4	314831665,2	5686988,171	309144677	68243858,05	-468289354			
30	0,0015	400000000	106157112,5	293842887,5	5307855,626	288535031,8	63694267,52	-427070063,7			
31	0,0016	375000000	9952292,99	27547707,7	4976116,65	27050192,4	5971337,8	-391003184,7			
32	0,0017	352941176,5	93668046,4	259273136	4683402,023	254589734	56200824,28	-359179468			
33	0,0018	333333333,3	88464260,44	24486072,9	4423213,022	24044859,9	53078556,26	-330801719,7			
34	0,0019	315789473,7	83808246,73	231981227	4190412,337	227908146,6	50284948,04	-305581629,7			
35	0,002	300000000	79617834,39	220382165,6	3980891,72	216401273,9	477707006,4	-282802547,8			
36	0,0021	285714285,7	75826508,95	20988776,9	3791325,447	206096451,3	45495905,37	-262192802,6			
37	0,0022	272727272,7	72379849,45	200347423,3	3618992,472	196728430,8	44279097,67	-243468661,6			
38	0,0023	260606060,7	69373800,47	191636665,7	3463644,074	188176070,8	43047056,8	-226300661,5			

Рис. 3.12. Расчетная таблица

Из расчетной таблицы *Microsoft Excel* можно определить, что при указанных исходных данных выполняется условие $\sigma_m^{\text{э}} = \sigma_2^{\text{э}} - \frac{|N_{\text{э}}|}{S} > 0$, то есть происходит растяжение. Поэтому в качестве условия прочности выбираем выражение (3.10).

Для определения толщины стенки построим график зависимости $y_1(\delta_1) = k_C \cdot \sigma_B - f \cdot \sigma_{\text{max}}^{\text{э}}$ (см. рис. 3.13).

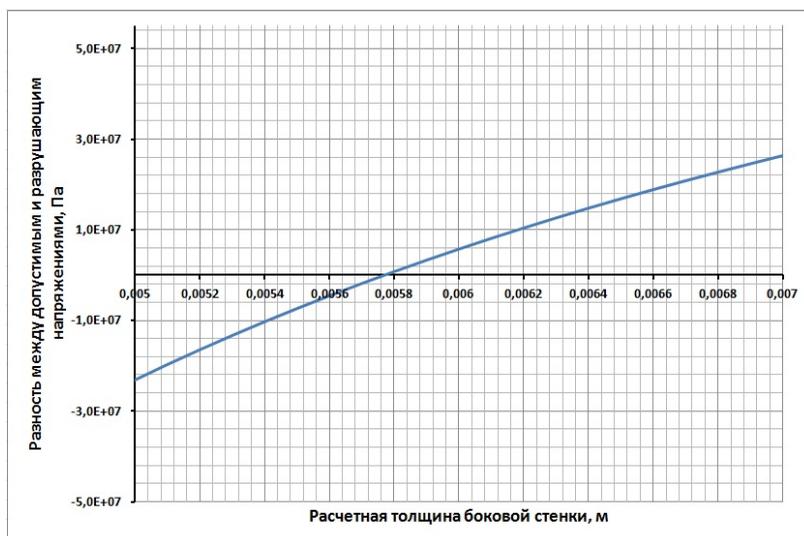


Рис. 3.13. График зависимости $y_1(\delta_1) = k_C \cdot \sigma_B - f \cdot \sigma_{\text{max}}^{\text{э}}$

Проанализировав построенный график, можно заметить, что величина $y_1(\delta_1)_B$ становится положительной, то есть начинает выполняться условие прочности, приблизительно при $\delta_1 \approx 5,7$ мм.

Соответственно, можно принять значение рассчитываемой толщины из стандартных толщин. В данном случае принимаем толщину боковой стенки равной $\delta_1^{\text{станд}} = 6$ мм.

4 ВВЕДЕНИЕ В ПРОИЗВОДСТВО РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Непосредственное производство ракеты осуществляется на ракетно-космическом заводе. Основными структурными подразделениями ракетно-космического завода являются цеха и лаборатории. В цехах может осуществляться создание деталей конструкций, а также сборка узлов, агрегатов и отсеков ракеты. В лабораториях осуществляется работа, связанная с испытаниями экспериментальных образцов элементов ракеты.

В основе организации функционирования любого завода лежит разработка технологий производства. Ознакомимся с понятием технология производства.

4.1 Понятие о технологии производства

Технология – это комплекс операций и приемов, направленных на изготовление, обслуживание, ремонт и(или) эксплуатацию изделия с номинальным качеством и оптимальными затратами и обусловленных текущим уровнем развития науки, техники и общества в целом.

Технология производства ракеты отражается в производственной документации, которую называют технологическими инструкциями. Технологические инструкции содержат информацию о том: из каких материалов следует «создавать» элементарные детали; на каком производственном оборудовании (производственных станках) обрабатывать поверхности создаваемых деталей; как и в какой последовательности осуществлять процесс сборки конструкции ракеты.

При разработке технологических процессов производства ракетно-космической техники, как правило, решаются следующие основные задачи:

- 1) выбор способа «создания» элементарных деталей, из которых собирается ракетно-космическая техника и разработка соответствующих технологических инструкций;

2) выбор способов сборки единой конструкции ракеты или КА из заранее произведенных деталей и разработка соответствующих технологических инструкций.

4.2 Способы создания деталей

Основные способы создания заготовок деталей

При производстве деталей конструкции можно выделить следующие основные этапы работ: а) создание заготовки из конструкционного материала; б) обработка заготовки с целью получения готовой детали конструкции.

В настоящее время при производстве ракет используются следующие основные конструкционные материалы: а) металлы (черные и цветные); б) композитные и полимерные материалы (пластмассы, углепластики и т.п.).

Заготовки из металла создаются в металлургических цехах завода или на отдельном металлургическом производстве. Указанные заготовки могут производиться в форме:

- а) стандартных брусков (см. рис. 4.1а);
- б) стандартных листов (см. рис. 4.1б);
- в) стандартных профилей (см. рис. 4.1в);
- г) уникальных литых форм (специальных заготовок для конкретной детали, см. рис. 4.1г).

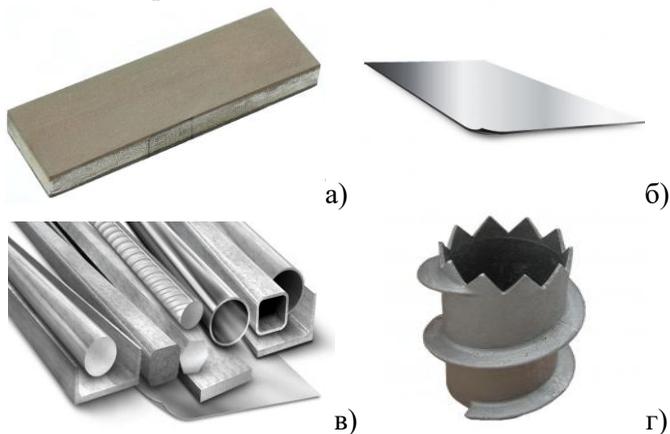


Рис. 4.1. Возможные формы заготовок:

- а – стандартные бруски; б – стандартные листы; в – стандартные формы;
- г – уникальные литые формы

Основные способы обработки заготовок деталей

Следующим этапом после получения заготовки является обработка с целью получения требуемой детали. Основные способы обработки металлических заготовок приведены на рис. 4.2.



Рис. 4.2. Способы обработки заготовок деталей из металла

Среди множества различных способов обработки металлических заготовок рассмотрим наиболее часто встречающиеся.

Сверление

Прием сверления отверстий используется при создании внутренних отверстий в металлической заготовке будущей детали, при этом используется различное сверлильное оборудование (вертикально-сверлильный станок, горизонтально-сверлильный станок и т.п.).

Фрезерование

Прием фрезерования поверхностей используется при создании или обработке сложных вырезов в заготовке будущей детали. Особенностью процесса фрезерования является то, что режущий инструмент (фреза) совершает быстрое вращательное движение, а обрабатываемая заготовка поступательно движется относительно фрезы. Соответственно фрезерование осуществляется на специальном фрезерном оборудовании (см. рис. 4.3).

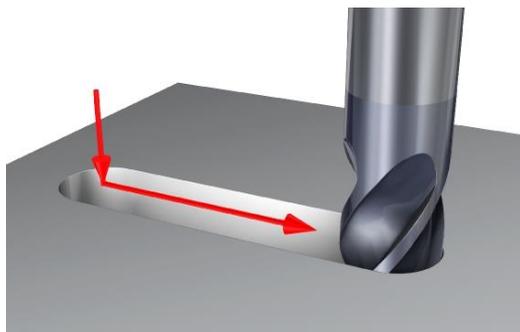


Рис. 4.3. Прием фрезерования металлических заготовок

Шлифование

Приемы шлифования используются для придания требуемого уровня шероховатости поверхностям создаваемой металлической детали. Шлифование осуществляется с помощью различных шлифовальных станков или вручную.

Отрезание

При создании заготовок из листовых и брусковых металлических материалов также используются различные отрезные инструменты, к примеру, ножницы по металлу.

Штамповка

Прием штамповки используется, к примеру, при создании деталей объемной формы из листовых плоских металлических заготовок (см. рис. 4.4а). Сам процесс штамповки осуществляется на штамповочных прессах (см. рис. 4.4б).



а)



б)

Рис. 4.4. Процесс штамповки:
а – штампованная деталь; б – штамповочный пресс

Следует отметить, что для заготовок из полимеров и композиционных материалов также используется большинство из описанных выше приемов обработки. Также первичную форму заготовки из полимеров и композитов, как правило, получают способом литья.

4.3 Способы сборки

Для соединения деталей конструкции ракеты или КА используется множество различных способов, среди которых можно отметить:

- 1) болтовое соединение деталей конструкции;
- 2) клепанное соединение деталей конструкции;
- 3) клеевое соединение деталей конструкции;
- 4) сварное соединение деталей конструкции;
- 5) паянное соединение деталей конструкции.

Болтовое соединение применяется в случае, если требуется создание разбираемых (монтируемых и демонтируемых) узлов конструкции КА или РН. К примеру, крепление отсеков КА друг к другу осуществляется с помощью болтового соединения, так как КА периодически собирается и разбирается на отсеки на этапах испытаний и транспортировки его на космодром.

Клепанное соединение является неразъемным соединением и хорошо отработанным технологическим процессом с давними традициями. Клепка позволяет соединять между собой тонкостенные детали, изготовленные из любых металлических и некоторых неметаллических материалов (см. рис. 4.5).

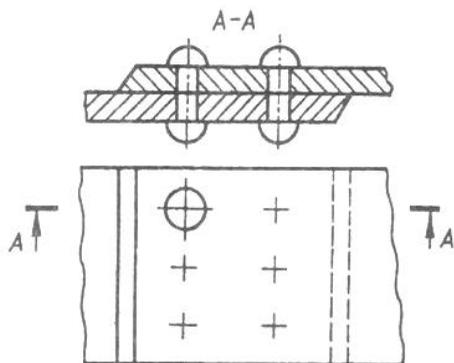


Рис. 4.5. Иллюстрация клепаного соединения [1]

Клеевое соединение – это неразъемное соединение, которое осуществляется с помощью клея. Клеевое соединение позволяет скреплять различные, в том числе и разнородные материалы, обеспечивая равномерное распределение напряжений. Данное соединение используют при изготовлении изделий из стали, алюминия, латуни, текстолита, стекла, фанеры, древесины, ткани, пластмассы, резины и др. материалов, которые можно соединять в различных сочетаниях. Чаще всего с помощью клея выполняют соединения, работающие на сдвиг или равномерный отрыв. Такие соединения для стальных изделий обеспечивают предел прочности на сдвиг 20..35 МПа, а в ряде случаев значительно выше. Прочность клеёного шва пластмасс обычно превышает прочность самого материала. Недостатками клеевого соединения являются их меньшая долговечность, например, по сравнению со сварными и заклёпочными, и низкая прочность на односторонний неравномерный отрыв.

Сварное соединение обеспечивает наилучшую передачу нагрузки. Его прочность, принимаемая в прочностном расчете, достигает до 90 % от прочности основного материала. При применении автоматической сварки и наличии надежных средств контроля качества сварные соединения обеспечивают высокую герметичность корпусов. Сварное соединение наиболее эффективно с точки зрения получения конструкции наименьшей массы.

Паянное соединение – это соединение, в котором металлические детали свариваются между собой с помощью легкоплавного металлического соединителя (медь, олово, серебро, золото, свинец).

4.4 Понятие «коэффициент использования материала»

Если при решении задачи конструирования определяются конструкционный материал, форма и площади поперечных сечений будущей детали, исходя из требований по соблюдению прочности, то задача разработки технологического процесса создания и сборки конструкции ракеты решается из соображений сокращения затрат ресурсов (материалов, времени создания и сборки, стоимости и т.п.) при производстве.

К примеру, одним из множества важных параметров, учитываемых при разработке технологического процесса создания деталей и сборки конструкционных узлов, является коэффициент использования материала (полезного использования). Коэффициент

использования материала указывает на то, сколько материала расходуется по назначению, и сколько превращается в отход (к примеру, при резании уходит в стружку). Коэффициент использования материала можно определить из выражения:

$$k_{КИМ} = \frac{m_{дет}}{m_{загот}}, \quad (4.1)$$

где $m_{дет}$ – масса получившейся детали; $m_{загот}$ – масса заготовки из которой произведена деталь.

Соответственно, технологический процесс производства деталей будет эффективнее, если коэффициент использования материала будет стремиться к единице ($k_{КИМ} \rightarrow 1$). И на машиностроительных заводах технологи стремятся оптимизировать процесс производства таким образом, чтобы снизить количество отходов конструкционных материалов, т.е. увеличить $k_{КИМ}$.

Рассмотрим пример расчета коэффициента использования материала.

Пример 6.

Требуется создать деталь (см. рис. 4.6а) для закрепления двух других деталей в различных плоскостях (класс таких деталей называется кронштейнами). Деталь имеет следующие геометрические размеры: длина $A=5$ см; ширина $B=3$ см; диаметр отверстий $D=0,8$ см; толщина детали $\delta=2$ мм. Для создания детали в наличии имеется листовая заготовка (см. рис. 4.6б) с геометрическими размерами $C=11$ см, $E=4$ см и толщиной $\delta=2$ мм.

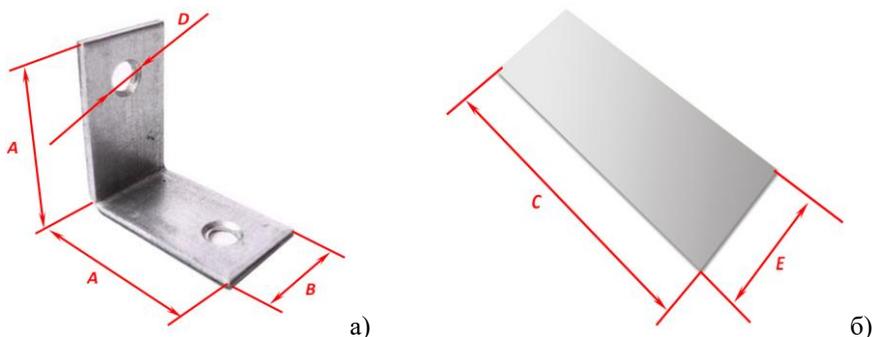


Рис. 4.6. Пример расчета коэффициента использования материала:
а – деталь; б – заготовка детали

Требуется рассчитать коэффициент использования материала при создании рассматриваемой детали.

Решение:

Технологический процесс производства детали будет включать следующие работы:

- 1) Вырез из первоначальной листовой заготовки с размерами $C \times E$ промежуточной заготовки размерами $2A \times B$.
- 2) Сверление двух отверстий диаметром D в промежуточной листовой заготовке с размерами $2A \times B$.
- 3) Сгибание промежуточной листовой заготовки с помощью прессового оборудования и получение искомой детали.

Рассчитаем коэффициент использования материала по формуле (4.1).

В данном случае масса заготовки детали будет рассчитываться следующим образом:

$$m_{загот} = \rho_{загот} \cdot V_{загот} = \rho_{загот} \cdot C \cdot E \cdot \delta_{загот}$$

Масса детали будет определяться следующим образом:

$$m_{дет} = \rho_{дет} \cdot V_{дет} = \rho_{дет} \cdot \delta_{дет} \cdot \left(2 \cdot A \cdot B - 2 \cdot \frac{\pi \cdot D^2}{4} \right)$$

Учитывая то, что $\rho_{загот} = \rho_{дет}$, $\delta_{загот} = \delta_{дет}$, определяем коэффициент использования материала:

$$k_{КИМ} = \frac{\rho_{дет} \cdot \delta_{дет} \cdot \left(2 \cdot A \cdot B - 2 \cdot \frac{\pi \cdot D^2}{4} \right)}{\rho_{загот} \cdot C \cdot E \cdot \delta_{загот}} = \frac{\left(2 \cdot A \cdot B - 2 \cdot \frac{\pi \cdot D^2}{4} \right)}{C \cdot E} = 0,66$$

4.5 Пример технологического процесса производства топливного бака ракеты

Рассмотрим укрупненный технологический процесс производства на примере модели топливного бака ракеты из третьей главы пособия (см. рис. 4.7).

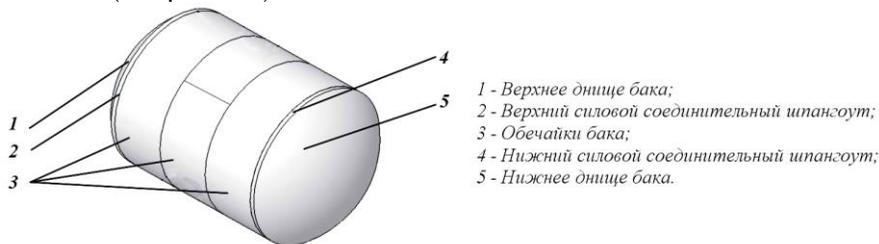


Рис. 4.7. Модель топливного бака ракеты

Для упрощения будем считать, что в конструкцию бака не входят нижний и верхний силовые шпангоуты, а сферические днища бака привариваются к цилиндрической части. Тогда топливный бак собирается следующим образом:

1. Из листовых заготовок с помощью вальцовки создаются детали, которые называются фрагментом обечайки цилиндрической части бака (см. рис. 4.8а).



а)



б)

Рис. 4.8. Обечайки цилиндрической части бака:

а – пример формирования обечайки боковой стенки; б – формирование днища

2. Из фрагментов обечайки цилиндрической части бака формируются обечайки цилиндрической части (кольца).

3. Из обечайки цилиндрической части с помощью сварных соединений формируется цилиндрическая часть бака (см. рис. 4.7, позиция 3).

4. Из листовых заготовок создаются детали, которые называются фрагментами сферических днищ бака (см. рис. 4.8б).

5. Из фрагментов обечайки сферических днищ с помощью сварного соединения формируются днища топливного бака.

6. Сферические днища привариваются к цилиндрической части топливного бака.

5 ОРГАНИЗАЦИЯ ИНФРАСТРУКТУРЫ ДЛЯ СОЗДАНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИИ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

5.1 Компании-разработчики ракет космического назначения

Иностранные компании-разработчики ракет-носителей

В настоящее время в мире существует множество компаний, которые занимаются созданием ракет-носителей. Данные компании, как правило, относятся к отдельной стране и основную долю финансирования получают от государства. Собственные ракетно-космические программы имеют такие страны, как Россия; США; КНР; Япония; Индия; Израиль; Иран; КНДР.

Существуют и международные кооперации, которые включают в свой состав фирмы из разных стран, то есть имеют финансирование от нескольких государств. Примером такой кооперации является Европейское космическое агентство, бюджет которого формируется из финансирования от двадцати одного государства.

Также в настоящее время на рынок вышли частные ракетно-космические компании, которые управляются отдельными собственниками без участия государства. Примером является американская компания *SpaceX*, которая занимается разработкой таких ракет, как *Falcon 1* и *Falcon 9*.

В табл. 5.1 приведены основные иностранные компании-разработчики ракет.

Таблица 5.1. Основные иностранные компании-разработчики ракет-носителей

Принадлежность	Наименование компаний-разработчиков	Создаваемые ракеты-носители
США	Boeing	Ракеты-носители серии «Дельта», ракеты-носители серии «Сатурн V»
	Lockheed Martin	Ракеты серии «Атлас»; ракеты серии «Титан»
	Orbital ATK	Ракеты-носители серии «Минотавр»

КНР	China Aerospace Science and Technology Corporation	Ракеты-носители серии «Чанчжэн»
Япония	Mitsubishi Heavy Industries	Ракеты-носители серии «Н»; ракеты-носители серии «Мю»
Индия	Индийская организация космических исследований	Ракеты-носители серий «ASLV», «GSLV» и «PSLV»
Израиль	Кооперация Israel Aerospace Industries и Rafael	Ракета-носитель «Шавит»
Иран	Иранское космическое агентство	Ракеты-носители серии «Сафир»
КНДР	-	Ракеты-носители серии «Ынха-3»
Европейское космическое агентство (<i>международная организация</i>)	Airbus Group	Ракеты-носители серии «Ариан»
Частная американская компания	SpaceX	Ракеты-носители «Falcon-1», «Falcon-9»



а)



б)



в)

Рис. 5.1. Примеры внешнего облика иностранных ракет-носителей:
а – РН Дельта-4, США; б – РН Чанчжэн 2F, КНР; в – РН Ариан-5, ЕКА

Российские компании-разработчики ракет-носителей

В России в настоящее время для доставки полезного груза на околоземную орбиту используются ракеты-носители двух отечественных компаний-разработчиков:

1) Акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс» (АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара);

2) Федеральное государственное унитарное предприятие «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева» (ГКНПЦ имени М.В. Хруничева, г. Москва).

АО «Ракетно-космический центр «Прогресс» специализируется на разработке и производстве ракет-носителей серии «Союз», которые выводят на околоземную орбиту автоматические космические аппараты различного назначения и пилотируемые космические корабли серии «Союз».

ГКНПЦ имени М.В. Хруничева специализируется на разработке и производстве ракет-носителей серий «Протон» и «Ангара», которые используются для доставки полезного груза на высокие околоземные орбиты и выведения модулей для международной космической станции.

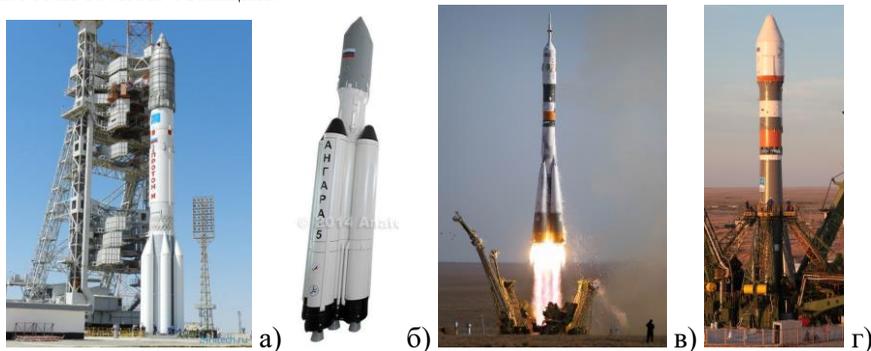


Рис. 5.2. Примеры внешнего облика ракет-носителей России:
а – РН Протон-М; б – РН Ангара-5; в – РН Союз-У; г – РН Союз-2.1а

Основоположником создания ракет-носителей была компания, которая в настоящее время носит название Публичное акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия», основное производство которой расположено в г. Королёве Московской области). Указанная компания разработала такие ракеты-носители, как «Р7», «Н-1», «Энергия». В настоящее время РКК «Энергия» не производит ракеты-носители.

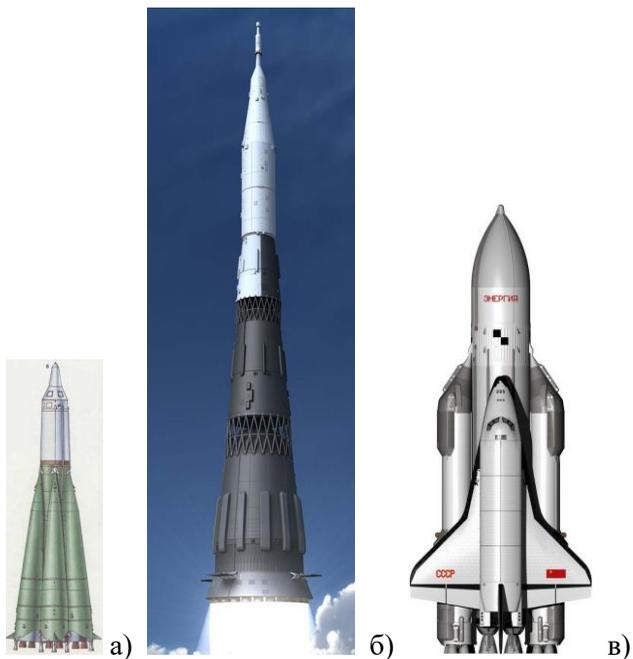


Рис. 5.3. Ракеты-носители, созданные РКК «Энергия им. С.П. Королёва»: а – Баллистическая ракета Р7; б – РН Н-1; в – РН Энергия-Буран

5.2 Структура ракетно-космического центра

Познакомимся с основными видами структурных подразделений, входящих в состав ракетно-космического центра.

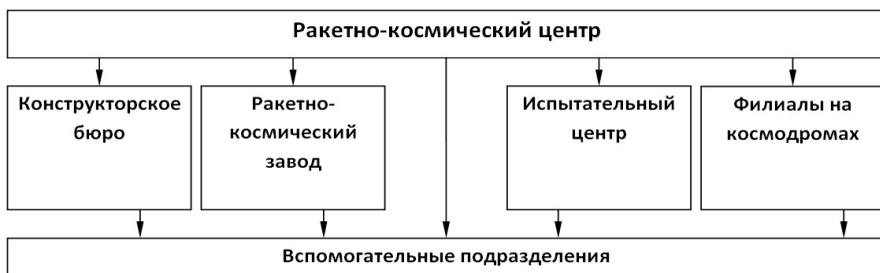


Рис. 5.4. Основные структурные подразделения ракетно-космического центра

Конструкторское бюро – это структурное подразделение, где осуществляется разработка новых ракет-носителей. начиная с этапов

раннего проектирования, конструирования и заканчивая подготовкой технологического обеспечения для завода.

Ракетно-космический завод – это структурное подразделение, где осуществляется непосредственное производство ракеты-носителя (производство элементов конструкции, сборка ракеты). В цехах ракетно-космического завода работает персонал с различными среднетехническими специальностями (слесари, сварщики, клёпальщики, техники и др.).

Испытательный центр – это структурное подразделение, в котором осуществляются испытания узлов, агрегатов, конструкционных элементов ракеты-носителя в процессе производства.

Филиалы ракетно-космического центра на космодромах – это структурные подразделения, расположенные рядом со стартовыми площадками. В данных подразделениях осуществляется подготовка ракеты-носителя к пуску (испытания, сборка и т.п.)

Вспомогательные подразделения – предназначены для обеспечения условий функционирования основных структурных подразделений ракетно-космического центра (к примеру, службы снабжения, пожарная служба и т.п.).

5.3 Космодромы

По окончании производственного цикла ракета-носитель транспортируется на специальную территорию, удаленную от густонаселенных районов, для осуществления запуска. Указанную территорию называют *космодром*.

Для осуществления запусков ракет-носителей на космодромах располагаются следующие сооружения:

1) стартовые столы (сооружения, предназначенные для установки ракеты-носителя в стартовое положение, проведения подготовительных предстартовых работ и запуска);

2) монтажно-испытательные комплексы (сооружения, в которые доставляется ракета-носитель с завода в разобранном или частично-разобранном состоянии, производятся испытания всех систем ракеты, осуществляется сборка с последующим вывозом к стартовому столу);

3) заводы по производству топлива для ракет-носителей (жидкие компоненты топлива для ракеты-носителя, как правило,

являются криогенными веществами, производить которые удобнее непосредственно на территории космодромов);

4) инженерные сооружения для сопровождения полёта ракеты-носителя (измерения параметров движения, состояния бортовых систем и т.п.).

Космодромы для запуска иностранных ракет

В табл. 5.2 приведены сведения о наиболее известных космодромах для иностранных ракет-носителей.

Таблица 5.2. Наиболее известные космодромы для запуска иностранных ракет-носителей

Название космодрома	Географическое местоположение	Запускаемые (запускавшиеся) ракеты-носители
Мыс Канаверал	США, Флорида	Серия «Авангард»; серия «Атлас»; серия «Титан»; серия «Сатурн»
База Ванденберг	США, Калифорния	Серия «СпейсШатл» (пилотируемые пуски); серия «Дельта»; серия «Атлас»; серия «Минотавр»; «Фалкон-9»
Куру	Французская Гвиана (департамент Франции на северо-востоке Южной Америки)	Серия «Ариан»; серия «Союз»
Цзюцюань	КНР, провинция Ганьсу	Серия «Чанчжэн» (пилотируемые пуски)
Сичан	КНР, провинция Сычуань	Ракета-носитель «Чанчжэн-3»
Утиноура	Япония, остров Кюсю	Серия «Мю»; серия «Ламбда»
Танэгасима	Япония, остров Танэгасима	Серия «Н»
Шрихарикота	Индия, остров Шрихарикота	Серии «ASLV», «GSLV» и «PSLV»
Тонхэ	КНДР, провинция Хамгён-Пукто	Серия «Ынха-3»

На рис. 5.5 приведены иллюстрации монтажно-испытательных сооружений иностранных космодромов.

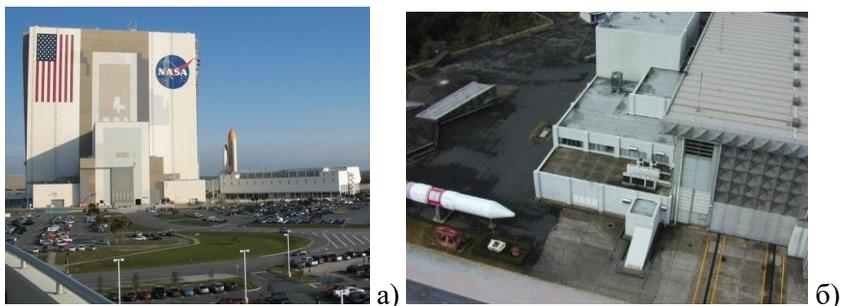


Рис. 5.5. Примеры монтажно-испытательных сооружений иностранных космодромов: а – Мыс Канаверал, США; б – Утиноура, Япония

На рис. 5.6 приведены иллюстрации стартовых столов для иностранных ракет-носителей.



Рис. 5.6. Примеры стартовых столов для иностранных ракет-носителей:
 а – База Ванденберг, США, стартовый стол под РН Falcon-9;
 б – Куру, Французская Гвиана, стартовый стол под РН Ариан-5

Космодромы для запуска российских ракет

В настоящее время российские ракеты запускаются с четырёх космодромов. В табл. 5.3 приведены основные сведения об указанных космодромах.

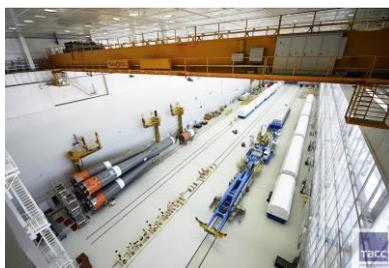
Таблица 5.3. Космодромы для запуска российских ракет

Название космодрома	Географическое местоположение	Запускаемые (запускавшиеся) ракеты-носители
Байконур	Казахстан, Кызылординская область	Серия «Союз»; серия «Протон»; серия «Зенит»; серия «Н-1»; серия «Энергия»
Плесецк	Россия, Архангельская область	Серия «Союз»; серия «Ангара»; серия «Космос»; серия «Циклон»
Куру	Французская Гвиана (департамент Франции на северо-востоке Южной Америки)	Серия «Союз»
Восточный	Россия, Амурская область	Серия «Союз»; серия «Ангара» (планируется)

На рис. 5.7 приведены иллюстрации монтажно-испытательных сооружений для российских ракет.



а)



б)

Рис. 5.7. Примеры монтажно-испытательных сооружений для российских ракет:
а – ворота монтажно-испытательного сооружения под РН Протон, Байконур;
б – внутри монтажно-испытательного сооружения под РН Союз 2.1а

На рис. 5.8 приведены иллюстрации стартовых столов для российских ракет.



а)



б)



в)

Рис. 5.8. Стартовые столы для российских ракет-носителей:
а – стартовый стол под РН Протон-М, Байконур;
б – стартовый стол под РН семейства Союз, Байконур;
в – стартовый стол под РН семейства Союз, Восточный

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данном учебном пособии даются определения таким понятиям, как проектирование, конструирование и производство ракет. Описываются принципы организации современных компаний по созданию и эксплуатации ракет.

Учебное пособие предназначено для студентов и бакалавров начальных курсов в рамках дисциплины «Введение в специальную технику» по направлениям 24.05.01 «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов» и 24.03.01 «Ракетные комплексы и космонавтика».

В первой главе настоящего учебного пособия были даны основные сведения о ракетах космического назначения: описан принцип движения ракеты; перечислены основные отсеки; описаны виды ракетных двигателей и ракетных топлив; дано определение ступеней ракеты. Также в данной главе были описаны основные этапы жизненного цикла ракеты.

Во второй главе были описаны некоторые аспекты проектирования ракет космического назначения: модели для расчета массовых характеристик; модели для оценки величин внешних сил, действующих на ракету в полете, простейшие модели расчета траектории движения ракеты.

В третьей главе были даны основные сведения о процессе конструирования ракет космического назначения: описаны модели внутренних сил в конструкции; введено понятие прочностного расчета.

В четвертой главе освещены основные проблемы производства ракет космического назначения: введено понятие технологии; описаны основные способы создания деталей и сборки узлов; приведен пример технологического процесса сборки компонента ракеты.

В последней главе настоящего пособия была описана организация современной инфраструктуры разработки и эксплуатации ракет космического назначения: описаны современные компании разработчики; структура ракетно-космических центров и космодромы.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Алифанов О.М., Андреев А.Н., Гушин В.Н. Баллистические ракеты и ракеты-носители: учеб. пособие. М.: Дрофа, 2004. 512 с.
2. Караваев И.И., Кудряшов А.А., Лимаренко А.П. Инженерный справочник по космической технике / под общ. ред. А.В. Солодова. М.: Министерство обороны, 1969. 693 с.
3. Кобелев В.Н., Милованов А.Г. Ракеты-носители: учеб. пособие. М.: МАТИ, 1993. 183 с.
4. Куренков В.И., Юмашев Л.П. Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика ракет-носителей: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2005. 240 с.
5. Куренков В.И. Основы проектирования ракет-носителей. Выбор основных проектных характеристик и формирование конструктивного облика: учеб. пособие / под ред. д.т.н., проф. А.Н. Кирилина. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2011. 458 с.
6. Куренков В.И., Сайгак В.М. Основные проектные параметры ракет-носителей: метод. указания к лабораторной работе. Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара, 1994. 12 с.
7. Куренков В.И., Юмашев Л.П. Нагрузки, действующие на летательный аппарат: метод. указания к лабораторной работе. Куйбышев: Куйб. авиац. инст-т, 1985. 19 с.
8. Куренков В.И. Аэродинамика летательных аппаратов: метод. указания к лабораторной работе. Куйбышев: Куйб. авиац. инст-т, 1984. 16 с.
9. Куренков В.И. Внутренние усилия в элементах конструкций летательных аппаратов: метод. указания к лабораторной работе. Куйбышев: Куйб. авиац. инст-т, 1986. 16 с.
10. Мишин В.П., Карраск В.К. Основы конструирования ракет-носителей: учеб. для студентов втузов. М.: Машиностроение, 1991. 260 с.
11. Овсянников В.Е., Шпитко Г.Н. Основы проектирования и конструирования машин: учеб. пособие. Курган: Изд-во Курганского гос. ун-та, 2012. 75 с.

12. Феодосьев В.И. Основы техники ракетного полёта: учеб. пособие. М.: Наука, Главная редакция физико-математической литературы, 1979. 496 с.

13. Шпур Г., Краузе Ф.Л. Автоматизированное проектирование в машиностроении: учеб. пособие. М.: Машиностроение, 1988. 260 с.

14. Юмашев Л.П. Устройство ракет-носителей (сухие отсеки и топливные баки): учеб. пособие. Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 1995. 57 с.

15. Юмашев Л.П. Устройство ракет-носителей (вспомогательные системы): учеб. пособие. Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 1999. 190 с.

Учебное издание

*Волоцув Владимир Валериевич,
Ткаченко Иван Сергеевич*

**ВВЕДЕНИЕ В ПРОЕКТИРОВАНИЕ,
КОНСТРУИРОВАНИЕ И ПРОИЗВОДСТВО РАКЕТ**

Учебное пособие

Редактор Ю. Н. Литвинова
Компьютерная вёрстка А. В. Ярославцева

Подписано в печать 20.03.2017. Формат 60×84 1/16.
Бумага офсетная. Печать офсетная. Печ. л. 5,5.
Тираж 25 экз. Заказ . Арт. 6 /2017.

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА»
(Самарский университет)
443086, САМАРА, МОСКОВСКОЕ ШОССЕ, 34.

Издательство Самарского университета.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.