

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

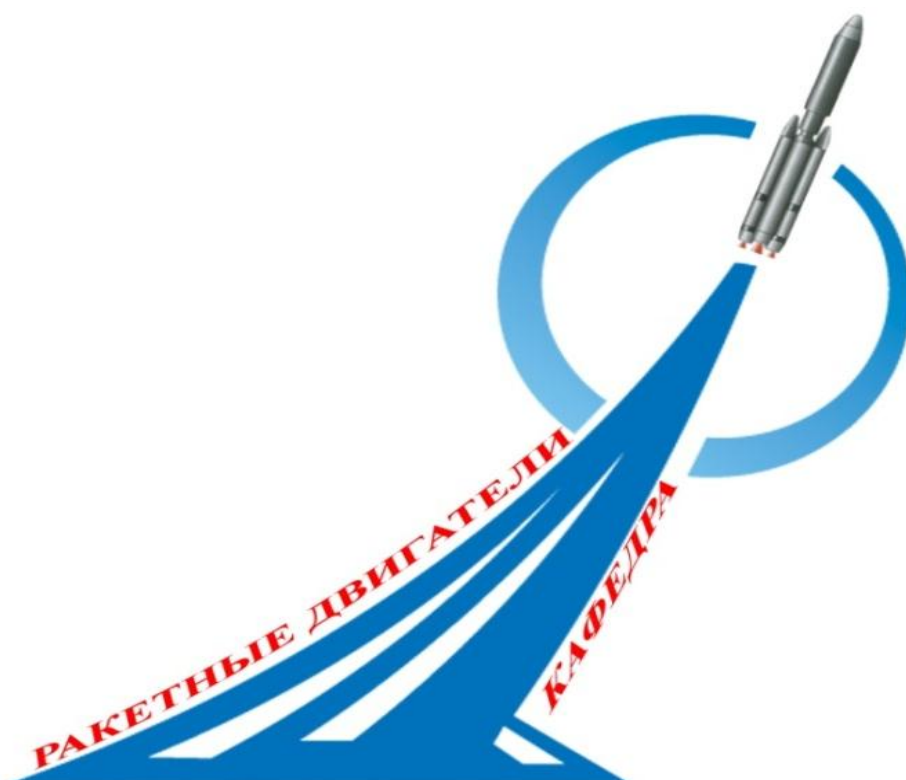
Федеральное государственное бюджетное образовательное
учреждение высшего образования
«Воронежский государственный технический университет»

Кафедра ракетных двигателей

ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ

к выполнению практических и самостоятельных работ
для студентов специальности 24.05.02 «Проектирование
авиационных и ракетных двигателей» (специализация
«Проектирование жидкостных ракетных двигателей»)
очной формы обучения



Воронеж 2023

УДК 629.7.(07)
ББК 39.Б2я7

Составители:

д-р техн. наук Ю. В. Демьяненко,
д-р техн. наук Г. И. Скоморохов,
канд. техн. наук Д. П. Шматов,
д-р техн. наук В. А. Митрофанов

Основы проектирования летательных аппаратов: методические указания к практическим и самостоятельным работам для студентов специальности 24.05.02 «Проектирование авиационных и ракетных двигателей» (специализация «Проектирование жидкостных ракетных двигателей») очной формы обучения / ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технический университет», сост.: Ю. В. Демьяненко, Г. И. Скоморохов, Д. П. Шматов, В. А. Митрофанов. – Воронеж: Изд-во ВГТУ, 2023. – 34 с.

В методических указаниях рассмотрены основные задачи проектирования и примеры расчета основных конструктивных и баллистических параметров ракет космического назначения.

Предназначены проведения самостоятельной работы по дисциплине «Основы проектирования летательных аппаратов» для студентов 5 курса.

Методические указания подготовлены в электронном виде и содержатся в файле МУ_ОПЛА_ПР И СР_2023.pdf.

Ил. 7. Библиогр.: 8 назв.

УДК 629.7.(07)
ББК 39.Б2я7

Рецензент - А. Ф. Ефимочкин, д-р техн. наук, проф. кафедры ракетных двигателей ВГТУ

*Издаётся по решению редакционно-издательского совета
Воронежского государственного технического университета*

ВВЕДЕНИЕ

Летательный аппарат (ЛА) – это техническое устройство, предназначенное для полетов в воздушном или космическом пространстве. В общей классификации различают аппараты легче воздуха, тяжелее воздуха и ракетно-космические.

К аппаратам легче воздуха причисляют: воздушные шары, дирижабли, аэростаты, стратостаты и гибридные воздухоплавательные ЛА.

К аппаратам тяжелее воздуха относятся: планеры, самолеты, крылатые ракеты и экранопланы (аппараты на динамической воздушной подушке), использующие аэродинамическую подъемную силу. Это аппараты, у которых подъемная сила образуется при обтекании крыла после того как вокруг их поверхностей начинают образовываться воздушные потоки.

К аппаратам тяжелее воздуха относятся также вертолеты и им подобные агрегаты, у них подъемная сила образуется за счет обтекания лопастей несущего винта.

К ракетно-космической технике относят баллистические ракеты и ракеты носители космического назначения.

Ракета - летательный аппарат, движущийся вследствие отбрасывания высокоскоростных горячих газов, создаваемых реактивным (ракетным) двигателем. В большинстве случаев энергия для движения ракеты получается при сгорании двух или более химических компонентов (горючее и окислитель, которые вместе образуют ракетное топливо) или при разложении одного высокоэнергетического химического вещества.

Баллистическая ракета представляет собой разновидность ракетного оружия. Необходимая скорость и направление полета сообщаются на активном участке полета ракетными двигателями. После прекращения работы двигателей остаток пути боевая часть, являющаяся полезной нагрузкой ракеты, совершает по баллистической траектории (за счет земного притяжения).

Ракета-носитель – многоступенчатая (2-5 ступеней) управляемая ракета для выведения в космос полезного груза (искусственных спутников Земли, космических кораблей, автоматических межпланетных станций и др.). Ракета-носитель сообщает полезному грузу скорость, большую или равную 1-й или 2-й космической. Продолжительность полета современной ракеты-носителя на активном участке траектории около 17 мин.; стартовая масса до 3000 т (до 90 % массы составляет топливо); масса выводимого на околоземную орбиту полезного груза до 140 т. [1,2].

Стремительное развитие ракетно-космической техники (РКТ) предопределяет большое внимание к подготовке кадров для этой отрасли. Создание ракет-носителей (РН) – сложный и длительный процесс. 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 космического назначения 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.

Методические разработки по проектированию ракет-носителей в полном объеме имеются лишь в научно-исследовательских и проектных организациях ракетно-космической отрасли. Однако подходы и аспекты сложного и объёмного процесса проектирования ракет в различных организациях и у разных авторов различные и разобраться в этом непросто даже специалистам. Это объясняется тем, что методы решения задач проектирования существенно отличаются от решения классических задач математики, механики и других наук, но при этом базируются на них.

Основой методологии проектирования является системный подход и закономерности развития технических систем (ЗРТС) как всей техники вообще, так и ее развитию в конкретной отрасли промышленности – ракетно-космической техники (РКТ). По сути, основным «инструментарием» современного инженера-проектанта является системный подход, основанный на ЗРТС. Рассмотрение и анализ конкретных примеров развития РН способствует формированию творческого, системного мышления, основанного на ЗРТС.

Дисциплина «Основы проектирования ЛА» изучается студентами в соответствии с учебным планом на 5 курсе, семестр 9. В методических указаниях рассмотрены основные задачи, а также даны примеры расчета основных параметров ракет космического назначения.

Методические указания предназначены для практических занятий и самостоятельной работы студентов при изучении основных этапов проектирования, теоретических основ и методов расчета основных параметров ЛА.

Издание соответствует требованиям ФГОС ВО по направлению подготовки 24.05.02 «Проектирование авиационных и ракетных двигателей», предназначено для студентов факультета Машиностроения и авиационной техники, специализация «Проектирование жидкостных ракетных двигателей».

1. КЛАССИФИКАЦИЯ И ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ ЛА

1.1. История создания баллистических ракет

Двадцатый век с уверенностью можно назвать эпохой освоения воздушного пространства и веком возрождения реактивной техники. Ни одна отрасль так стремительно не развивалась, как реактивная техника.

Реактивное движение является основным способом движения ракеты, отличающим его от других ЛА. Это такое движение, которое возникает при отделении части массы от ракеты с некоторой отличной относительно нее скоростью.

Физика поясняет процесс реактивного движения законом сохранения импульса. Когда ракета находится в состоянии покоя ее импульс и скорость равны нулю. В целом реактивное движение можно описать следующей формулой:

$$m_{\Gamma}m_{\Gamma} + m_{\rho}m_{\rho} = 0,$$

$$m_{\Gamma}m_{\Gamma} = -m_{\rho}m_{\rho},$$

где $m_{\Gamma}m_{\Gamma}$ - импульс, создаваемый струей газов,

$m_{\rho}m_{\rho}$ - импульс, полученный ракетой.

Знак минус показывает, что направление движения ракеты и сила реактивного движения струи противоположны.

Первая ракета, изобретенная китайцами, называлась "Огненная стрела". «Огненная стрела» применялась китайцами со 2-3 века н.э. (рисунок). Лучник поджигал порох в трубке и пускал примитивную ракету из лука. Пороховой заряд увеличивал дальность полета до 300 метров (на 100 метров дальше обычной), оперение обеспечивало устойчивость в полете, а попав в цель, оружие не только пробивало ее, но и поджигало.

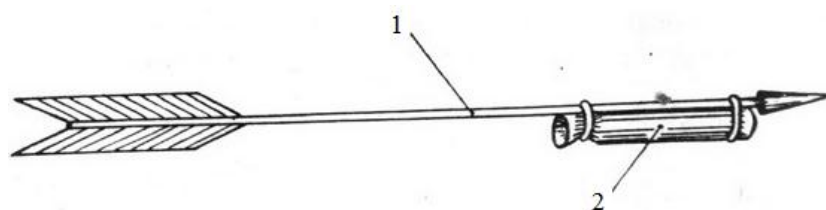


Рис.1.1. «Огненная стрела»:
1 - стрела; 2 - трубка с порохом

Пороховые реактивные снаряды (РС) находили применение и в XVIII и в XIX в.в. К середине 19-го столетия их дальность достигала 5 км, масса измерялась десятками кг. В качестве топлива двигателей использовался дымный порох.

Разработка первой баллистической ракеты началась в Германии незадолго до начала второй мировой войны. В 1933-1934 годах в СССР и Германии были проведены успешные пуски первых ракет на жидких компонентах топлива. Эти ракеты имели малую массу, небольшие габариты и достигали высот 1,5-2,5 км.

Что же стало причиной создания такого сложного и дорогостоящего оружия как баллистические ракеты? Ответ на этот вопрос следует искать с одной стороны в экономической сфере, а с другой – *в закономерностях развития ТС*.

Дело в том, что использование дальнобойных пушек требовало больших финансовых, материальных и временных затрат на их производство и эксплуатацию. Так, самая большая дальнобойная пушка времен периода Первой мировой войны имела следующие характеристики:

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

Ствол пушки необходимо было менять через каждые 50 выстрелов.

С точки зрения Законов развития технических систем_(ЗРТС) рабочим инструментом в пушке является *снаряд*. Снаряд выполняет главную полезную функцию (ГПФ) системы - доставляет боевой заряд к цели. Закон опережающего развития рабочего органа (Закон 6) гласит [3,4]:

«В технической системе выполнение ГПФ возлагается на рабочий орган. Чтобы его функция была выполнена нормально, он должен иметь не меньшие, чем двигатель и трансмиссия, способности по усвоению и пропусканию энергии. По этой причине желательно, чтобы рабочий орган опережал в своем развитии остальные части системы, т.е. обладал большей степенью динамизации по веществу, энергии или организации».

Создание баллистических ракет в Германии. В 1936 в Германии было принято решение о создании исследовательского центра по разработке крылатых и баллистических ракет вблизи населенного пункта Пенемюнде в Балтийском море. Техническим руководителем центра назначается Вернер фон Браун. Здесь были разработаны самолет-снаряд ФАУ-1 и баллистическая ракета ФАУ-2.

Ракета дальнего действия ФАУ-2 могла доставлять взрывчатое вещество массой 1000 кг на расстояние до 300 км. Стартовая масса ракеты ФАУ-2 составляла $m = 13,5$ т, длина примерно $L = 14$ м и диаметр корпуса равнялся $D = 1,65$ м [5]. В качестве компонентов топлива использовались этиловый спирт (4085 кг) и жидкий кислород (5160 кг). Тяга двигателя на Земле составляла примерно $P=25$ т, а в пустоте – $P = 30$ т.

1.2. Создание ракеты Р-7. Первый полет в космос

История создания ракеты Р-7 началась задолго до ее первого старта - в конце 40-х - начале 50-х гг. По результатам разработок одноступенчатых баллистических ракет Р-1, Р-2 и Р-5, которыми руководил С.П. Королев, стало ясно, что для достижения территории потенциального противника на другом континенте необходима значительно более мощная составная многоступенчатая ракета, идея которой была предложена еще К. Э. Циолковским [1,5].

Создание ракеты Р-7 стало результатом нестандартного творческого подхода к решению новых сложнейших задач, которые до этого даже не возникали в технике.

Первый пуск «семерки» (так неофициально стали называть новую ракету) состоялся 15 мая 1957 года. Он оказался неудачным: один из боковых блоков отстыковался за десять секунд до срока, вследствие чего возник пожар в хвостовом отсеке.

Второй пуск, запланированный на 11 июня 1957 года, не состоялся из-за неисправности двигателя центрального блока - на старте вследствие попадания влаги «замерзли» кислородные клапаны.

Третий пуск 12 июля 1957 года тоже оказался аварийным из-за неисправности системы управления - ракета упала в 6 км от старта.

Успешным оказался только *четвертый пуск «семерки»* 21 августа 1957 года: головная часть долетела до Камчатки и упала в заданном районе.

7 сентября 1957 г. - состоялся пятый (второй успешный) пуск «семерки».

Ракета Р-7 стала первой отечественной межконтинентальной баллистической ракетой, способной доставить ядерную боеголовку массой 3 тонны на территорию США.

Параллельно с работой над ракетой Р-7 шла разработка и первого искусственного спутника Земли, возможность запуска которого с помощью двухступенчатой ракеты была просчитана еще в конце 1953 г. группой М. К. Тихонравова.

Успешный запуск первого простейшего спутника земли был осуществлен **4 октября 1957 года**. 3 ноября 1957 г. - состоялись шестой седьмой (четвертый успешный) пуски ракеты Р-7 со вторым искусственным спутником Земли.

Таким образом, ***ракета Р-7 стала первой в мире ракетой-носителем.*** Большой вклад в реализацию этой идеи внес Мстислав Всеволодович Келдыш, бывший в те годы президентом АН СССР.

МБР Р-7 имела стартовую массу 278 т и обеспечивала доставку головной части (ГЧ) массой 5.4 т на дальность до 8800 км. Модификация Р-7А оснащалась более легкой ГЧ, массой 3.0 т, которую она «забрасывала» на дальность 12500 км при стартовой массе ракеты 275 т. На ракете были установлены модифицированные двигатели РД-107 и РД-108.

2. КЛАССИФИКАЦИЯ РАКЕТ

2.1. Классификация баллистических ракет

При систематизации ракетных комплексов могут быть использованы самые различные критерии. С исторической точки зрения заслуживает внимания классификация создания межконтинентальных баллистических ракет (МБР), отражающая этапы развития и характеризующая задачи и совершенство разработанных ракет-носителей [5].

Первое поколение. Простейшие ракетные комплексы с низкокипящими компонентами топлива и системой боковой радиокоррекции на активном участке траектории (АУТ). Ракеты первого поколения - Р-1, Р-2, Р-5М, Р-7 и Р-11М. Первая межконтинентальная баллистическая ракета СССР Р-7 (разг. «семерка»).

Второе поколение. Ракетные комплексы использующие высококипящие компоненты топлива с полностью автономной системой управления полетом, размещенные в защитных устройствах. Ракеты второго поколения - управляемые баллистические ракеты средней дальности Р-12 и Р-14. Межконтинентальная баллистическая ракета Р-16 (Р-16У).

Третье поколение. Ракетные комплексы с высокой степенью автоматизации, оснащенные наземными и бортовыми цифровыми вычислительными системами и реализующие методы функционального наведения и управления на АУТ.

Четвертое поколение. Ракетные комплексы, реализующие различные методы повышения живучести и надежности, как аппаратные, так и программные – терминальное наведение на АУТ, специальные противорадиационные покрытия и т.д. МБР четвертого поколения РС-12М. РС-22 И "ТОПОЛЬ-М".

Параметрическая классификация ракет осуществляется по множеству различных критериев [1]:

- типу траектории полёта;
- месту и направленности запуска;
- дальности полёта;
- типу двигателя;
- типу боеголовки;
- типу систем управления и наведения.

В зависимости от типа траектории полёта различают:

Крылатые ракеты. Крылатые ракеты - это беспилотные управляемые (до момента поражения цели) летательные аппараты, которые поддерживаются в воздухе большую часть своего полёта за счёт аэродинамической подъёмной силы.

Межконтинентальные баллистические крылатые ракеты могут подразделяться в зависимости от их размера, скорости (дозвуковая или сверхзвуко-

вая), дальности полёта и места запуска: с земли, воздуха, поверхности корабля или подводной лодки.

В зависимости от скорости полёта ракеты подразделяются на:

- 1) дозвуковые крылатые ракеты;
- 2) сверхзвуковые крылатые ракеты;
- 3) гиперзвуковые крылатые ракеты.

Дозвуковая крылатая ракета движется со скоростью ниже скорости звука. Она развивает скорость, соответствующую числу Маха $M = 0,8 \dots 0,9$. Сверхзвуковая крылатая ракета движется со скоростью около $M=2 \dots 3$, то есть преодолевает за секунду расстояние приблизительно в 1 километр. Гиперзвуковая крылатая ракета движется со скоростью $M > 5$. Многие страны работают над созданием гиперзвуковых крылатых ракет.

Баллистические ракеты. Баллистическая ракета – это ракета, имеющая баллистическую траекторию на большей части пути её полета.

По дальности полёта баллистические ракеты разделяют на:

- баллистические ракеты малой дальности (от 500 до 1000 километров).
- баллистические ракеты средней дальности (от 1000 до 5500 километров).
- межконтинентальные баллистические ракеты (свыше 5500 километров).

По типу двигателя от вида топлива:

- твёрдотопливный двигатель или ракетные двигатели твердого топлива;
- жидкостный двигатель;
- гибридный двигатель – использует компоненты ракетного топлива в разных агрегатных состояниях – жидком и твёрдом.
- прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД);
- ПВРД со сверхзвуковым горением;
- криогенный двигатель – использует криогенное топливо (это сжиженные газы, хранящиеся при очень низкой температуре, чаще всего жидкий водород и жидкий кислород).

Тип боеголовки:

- Обычная боеголовка. Обычная боеголовка наполняется химическими взрывчатыми веществами, взрыв которых происходит от детонации. Дополнительным поражающим фактором являются осколки металлической обшивки ракеты.

- Ядерная боеголовка.

Межконтинентальные ракеты и ракеты средней дальности часто используют в качестве стратегических, их оснащают ядерными боеголовками.

2.2.Классификация ракет-носителей

Ракета-носитель – многоступенчатая управляемая ракета для выведения в космос полезного груза (искусственных спутников Земли, космических кораблей, автоматических межпланетных станций и др.). Большинство РН созда-

но на основе межконтинентальных баллистических ракет или баллистических ракет средней дальности.

Количество ступеней. Количество ступеней у ракет-носителей в зависимости от назначения колеблется от 2-х до 4-х. Среди баллистических ракет, способных достичь космического пространства, немало одноступенчатых, в том числе и первая баллистическая ракета «Фау-2»; однако ни одна из них не способна выйти на орбиту искусственного спутника Земли.

Расположение ступеней (компоновка). Конструктивное исполнение ракет-носителей может быть следующим:

- продольная компоновка (тандемная), у которой ступени расположены одна за другой и работают в полёте поочередно (РН «Зенит-2», «Протон», «Дельта-4»);

- параллельная компоновка (пакетная), при которой несколько блоков, расположенных параллельно и относящихся к разным ступеням, работают в полёте одновременно (РН «Союз»);

- условно-пакетная компоновка, в которой используются общие топливные баки для всех ступеней, от которых питаются стартовые и маршевые двигатели;

- комбинированная продольно-поперечная компоновка.

Используемые двигатели. В качестве маршевых двигателей могут использоваться:

- жидкостные ракетные двигатели;
- твёрдотопливные ракетные двигатели;
- различные комбинации на разных ступенях.

Масса полезной нагрузки. В зависимости от массы полезного груза ракеты-носители делятся на следующие классы:

- ракеты сверхтяжёлого класса (больше 50 тонн);
- ракеты тяжелого класса (до 30 тонн);
- ракеты среднего класса (до 15 тонн);
- ракеты лёгкого класса (до 2-4 тонн);
- ракеты сверхлёгкого класса (до 300-400 кг).

Присутствие человека. Ракеты для пилотируемых полётов должны обладать большей надёжностью; допустимые перегрузки для них ограничены (обычно не более 3—4,5 единиц). При этом сама ракета-носитель является полностью автоматической системой, выводящей в космическое пространство аппарат с людьми на борту.

2.3. Основные задачи и стадии разработки баллистических ракет

Баллистическая ракета – ракета, полет которой в основном совершается по траектории свободно брошенного тела. Баллистическая ракета в отличие от крылатой ракеты не имеет несущих поверхностей, предназначенных для создания подъемной силы при полете в атмосфере.

Задачи, ставящиеся при проектировании ракет [6]:

1. Исследование летных характеристик ЛА и в первую очередь дальности, в зависимости от конструктивных параметров ЛА с целью выбора наивыгоднейшего сочетания этих параметров.

2. Определение траектории и других характеристик ЛА с известными конструктивными параметрами, с известной системой управления при заданных прицельных дальностях полета для управляемых баллистических ракет.

3. Определение исходных данных для проектирования головных частей и исследование рассеивания головных частей.

4. Обеспечение максимальной прицельной дальности стрельбы в условиях влияния различных возмущающих факторов: разброса конструктивных параметров, изменение внешних условий полета и т.д.

5. Исследование влияния различных возмущающих факторов на активном участке полета ракеты.

6. Определение прицельных данных по заданным координатам точки старта и точки целей.

7. Выбор такой траектории полета, которая обеспечит наилучшее использование возможностей ЛА.

8. Определение исходных данных для летно-конструкторских испытаний и анализ этих испытаний.

При решении этих задач возникает ряд и других вопросов:

– аэродинамика – определение величин аэродинамических сил, моментов, нагрева поверхности и элементов конструкции ракеты и головной части (ГЧ);

– динамика конструкций – расчет упругих колебаний и колебаний жидкостей в баках;

– управление полетом ЛА – это обеспечение устойчивости движения, обеспечение управляемости полетом ракеты с учетом упругих колебаний и колебаний жидкости в баках; выбор структуры и основных параметров системы управления;

– динамика неустановившихся режимов полета, имеющих место при старте ракеты, разделении ступеней, отделении ГЧ;

– расчет конструкции ЛА на прочность – определение нагрузок, действующих на конструкцию ЛА на различных участках траектории полета.

Стадии разработки ракет-носителей

Проектирование – один из начальных этапов создания современных технических систем и объектов и, в частности, ракет-носителей.

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

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

Укрупненные стадии разработки технических изделий согласно ГОСТ 2.103-68 (2005) ЕСКД включают 4 стадии:

- Техническое предложение;
- Эскизный проект;
- Технический проект;
- Рабочая конструкторская документация опытного образца изделия.

3. ХАРАКТЕРИСТИКИ И ОСНОВНЫЕ ПРОЕКТНЫЕ ПАРАМЕТРЫ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

3.1. Структура ракеты космического назначения

Ракета космического назначения (РКН) [1,2,6] – совокупность ракеты носителя (РН) с космической головной частью (КГЧ). На рис. 3.1 представлена схема трехступенчатой ракеты с параллельным соединением ракетных блоков первой и второй ступеней и последовательным соединением ракетного блока третьей ступени (схема "смешанное соединение" или «трехступенчатый пакет»). Такая схема реализована на ракетах-носителях "Восток", "Союз" и др.

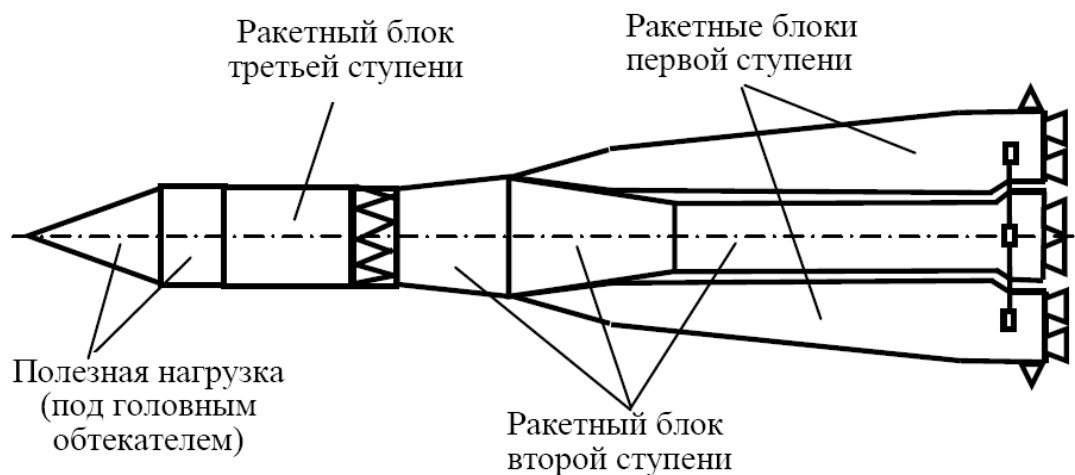


Рис. 3.1. Трехступенчатая ракета со смешанным соединением ракетных блоков

Ракета-носитель (РН) – часть ракеты космического назначения, предназначенная для выведения орбитального модуля или полезного груза на заданную траекторию или орбиту.

Ракета носитель многоразового применения – ракета носитель, имеющая кратность применения более одного раза.

Многоступенчатая ракета-носитель – ракета носитель, имеющая число ступеней более одной. Многоступенчатая ракета позволяет достигнуть скорости большей, чем каждая из её ступеней в отдельности.

Ступень ракеты-носителя – отделяемая часть ракеты носителя, состоящая из одного или нескольких ракетных блоков и обеспечивающая полет ракеты космического назначения или ракеты-носителя на определенных участках траектории.

Космическая головная часть (КГЧ) – совокупность полезного груза, головного обтекателя (ГО) с переходным отсеком (ПХО) и разгонного блока (РБ).

Головной обтекатель (ГО) предназначен для защиты космического аппарата (КА) и разгонного блока (РБ) от аэродинамических и тепловых нагрузок во время прохождения РКН плотных слоев атмосферы. ГО защищает также от

внешних воздействий при транспортировании КГЧ в составе РН на стартовый комплекс (СК).

Космический аппарат (КА) – техническое устройство, предназначенное для функционирования в космическом пространстве с целью решения задач в соответствии с назначением космического комплекса или космической системы.

Переходный отсек (ПхО) обеспечивает стыковку космической головной части с блоком предыдущей ступени РН и установку головного обтекателя, а также транзит электрических и газовых связей систем РБ, КА и ГО с системами РН и наземной аппаратурой на СК через транзитные электрические цепи и газовые магистрали РН.

Разгонный блок ракеты космического назначения (РБ РКН) – часть ракеты космического назначения, предназначенная для доставки одного или нескольких космических аппаратов на орбиты или траектории назначения после отделения ракеты-носителя.

Малый разгонный блок - блок выведения космических аппаратов (БВ КА) – предназначенный для доставки одного или нескольких космических аппаратов на средние околоземные орбиты после отделения ракеты-носителя.

Ракетный блок ракеты-носителя – часть ступени ракеты-носителя, включающая корпус, двигательную установку, элементы систем управления, разделения, измерения.

Адаптер космического аппарата – техническое устройство, часть полезной нагрузки, предназначенное для конструкторской и функциональной связи космического аппарата с ракетой-носителем или разгонным блоком.

Межступенчатый отсек ракеты-носителя – техническое устройство, предназначенное для соединения двух смежных ступеней в тандемной схеме.

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

3.2. Характеристики ракет-носителей

Характеристики ракет-носителей можно разделить на три группы:

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

1. Летно-технические характеристики.

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

- массу полезной нагрузки;
- высоты орбит;
- точность выведения полезной нагрузки в заданную точку пространства по высотам, вектору скорости и времени;

- время для подготовки и осуществления запуска.

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

- программу угла наклона траектории;
- углы тангажа и углы атаки в процессе полета;
- скорость полета ракеты в произвольный момент времени;
- значение массы ракеты-носителя в произвольный момент времени;
- значения коэффициентов перегрузок.

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

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

2. Массогабаритные и энергетические характеристики.

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

- стартовую массу ракеты и ее габариты;
- количество ступеней;
- схему соединения ступеней (тандем, пакет или смешанная схема);
- массы и габариты составных частей ракеты (отдельных ступеней или ракетных блоков);
- тягу двигателей каждой ступени;
- тип разделения ракетных блоков (холодное, горячее, смешанное);
- тип старта (со стационарных космодромов, плавучих платформ, с тяжелых самолетов).

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

- энергетические возможности топлива каждой ступени (удельный импульс);
- массу окислителя и горючего каждого ракетного блока;
- массу конструкции каждого ракетного блока;
- высотность двигателей (степень расширения сопла).

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

3. Критериальные характеристики.

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

- экономическую эффективность создания ракетно-космического комплекса;

- стоимость создания ракеты-носителя;
- доход от эксплуатации ракетно-космического комплекса.

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

- степень влияния используемого топлива на экологию;
- стоимость проектных работ по созданию ракеты-носителя;
- стоимость создания опытных образцов;
- стоимость проведения наземных автономных, комплексных испытаний;
- стоимость проведения летных испытаний;
- стоимость серийного производства ракет;
- стоимость постановки ракет на эксплуатацию и т.п.

К **частным критериальным характеристикам** ракет-носителей можно отнести:

- массу ракеты при заданной полезной нагрузке (чем меньше масса, тем, как правило, меньше стоимость ее разработки, испытаний, производства и эксплуатации);
- плотность компоновки ракеты или ее среднюю плотность (чем больше плотность компоновки ракеты, тем меньше ее габариты и, как правило, меньше масса конструкции и ракеты в целом);
- характеристическую скорость ракеты при фиксированной стартовой массе ракеты (чем больше скорость ракеты, тем ракета совершеннее);
- энергопотребление бортовых систем (чем меньше мощность электрических систем, тем меньше масса системы электропитания) и др.

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

3.3. Основные проектные параметры ракеты

Из большого числа массогабаритных, энергетических и других проектных характеристик ракеты можно выделить ограниченное число характеристик, обеспечение которых гарантирует выполнение заданных летно-технических характеристик независимо от влияния других, менее значимых характеристик. Такие характеристики, если они варьируются в процессе поиска оптимальных характеристик, принято называть *основными проектными параметрами* [1].

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

Для установления этой связи проведем анализ приобретаемой скорости полета ракеты (3.1). Это выражение можно представить в следующем виде [1]:

$$V = V_{ud} - V_G - V_A - V_R, \quad (3.1)$$

где V_{ud} - **идеальная (характеристическая) скорость** ракеты;

$$V_{ud} = \int_0^{t_k} \frac{R_n}{m} dt , \quad (3.2)$$

где R_n - тяга двигателя в пустоте;

m - масса ракеты.

Масса ракеты изменяется по следующему закону:

$$m = m_0 - \dot{m}t;$$

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

V_G - **потеря скорости** ракеты от действия гравитационных сил;

$$V_G = \int_0^{t_k} g_0 \sin \theta dt \quad (3.3)$$

где g_0 - ускорение на поверхности Земли;

θ - угол наклона траектории ракеты к линии горизонта;

V_A - **потеря скорости** ракеты от действия аэродинамических сил;

$$V_A = F_m \int_0^{t_k} \frac{c_x q}{m} dt , \quad (3.4)$$

где F_m - площадь миделя ракеты (**Мидель**, миделевое сечение - наибольшее по площади поперечное сечение тела, движущегося в воде или воздухе).

c_x - коэффициент лобового сопротивления ракеты;

q - скоростной напор.

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

$$V_R = F_c \int_0^{t_k} \frac{p(y)}{m} dt \quad (3.5)$$

Выражение (3.5) также можно представить через другие составляющие:

$$V_R = F_c \int_0^{t_k} \frac{(R_n - R_0)}{m} \cdot \frac{p(y)}{p_0} dt , \quad (3.6)$$

где F_c - площадь среза сопла двигателя;

R_0 - тяга двигателя у поверхности Земли;

p_0 - давление на поверхности Земли;

$p(y)$ - давление на высоте.

В некоторых преобразованиях иногда удобнее пользоваться именно последней формой записи (3.6).

3.4. Относительные характеристики масс составных частей ракеты

На рис. 3.2 приведена схема, иллюстрирующая составные массы ракеты [1]. С помощью этой схемы упрощается понимание сущности преобразований для определения соотношений масс ракеты, которые представлены ниже.

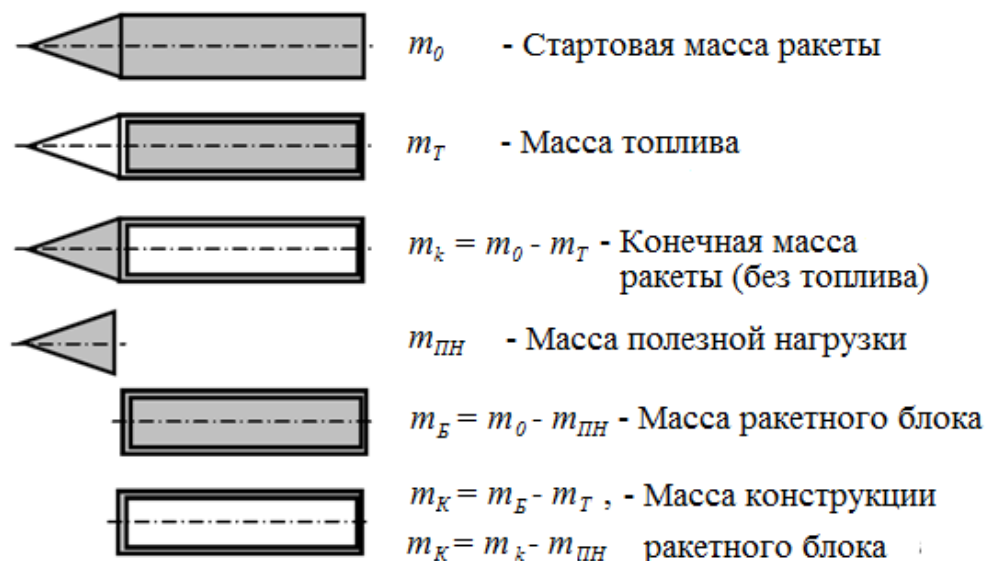


Рис. 3.2. Схема, иллюстрирующая составные массы ракеты [1] (Куренков)

Число Циолковского одноступенчатой ракеты z есть отношение начальной массы ракеты m_0 к массе ракеты после выработки топлива m_T (в скобках приведена иллюстрация отношения масс составных частей ракеты):

$$z = \frac{m_0}{m_0 - m_T}. \quad (3.7)$$

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

$$z_{0i} = \frac{m_{0i}}{m_{0i} - m_{Ti}}. \quad (3.8)$$

Относительная конечная масса i -й ступени ракеты μ_{ki} есть отношение массы ступени после выработки топлива m_{ki} (конечной массы ступени) к начальной массе i -й ступени ракеты μ_{0i} :

$$\mu_{ki} = \frac{m_{ki}}{m_{oi}}. \quad (3.9)$$

Поскольку $m_{ki} = m_{oi} - m_{\Gamma i}$, то очевидно, что число Циолков-ского связано с характеристикой μ_{ki} следующим соотношением:

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

Текущее значение *относительной массы i-й ступени ракеты* (в любой момент времени её полёта после выработки части топлива):

$$\mu_i(t) = \frac{m_i(t)}{m_{oi}}, \quad (3.10)$$

где $m_i(t)$ - текущее значение массы i-й ступени ракеты.

Конструктивная характеристика i-го ракетного блока s_i есть отношение массы i-го ракетного блока m_{Bi} , заполненного топливом, к массе конструкции i-го ракетного блока m_{Ki} без топлива):

$$s_i = \frac{m_{Bi}}{m_{Ki}} \quad (3.11)$$

$$s_i = \frac{m_{Bi}}{m_{Bi} - m_{\Gamma i}}. \quad (3.12)$$

Еще одной важной характеристикой ракеты-носителя и ее ступеней является *отношение начальной массы i-й ступени ракеты m_{oi} к массе полезной нагрузки i-й ступени $m_{ПНi}$* [1]:

$$p_i = \frac{m_{oi}}{m_{ПНi}}. \quad (3.13)$$

Очевидно, что для многоступенчатой ракеты справедливо следующее выражение:

$$p_0 = \frac{m_0}{m_{ПН}} = \frac{m_0}{m_{02}} \cdot \frac{m_{02}}{m_{03}} \cdot \dots \cdot \frac{m_{0n}}{m_{ПН}} = p_1 \cdot p_2 \cdot \dots \cdot p_n, \quad (3.14)$$

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

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

m_{0n} - масса последней ступени ракеты;

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

Учитывая, что масса i -го ракетного блока m_{Bi} равна разности между начальной массой i -й ступени m_{0i} и массой полезной нагрузки той же ступени $m_{ПНi}$, а масса конструкции i -го ракетного блока m_{Ki} равна разности между конечной массой i -й ступени m_{ki} и массой полезной нагрузки i -ступени $m_{ПНi}$ (см. рис.3.2), формулу (3.11) можно представить в следующем виде:

$$S_i = \frac{m_{0i} - m_{ПНi}}{m_{ki} - m_{ПНi}} = \frac{\frac{m_{0i} - m_{ПНi}}{m_{0i}}}{\frac{m_{ki} - m_{ПНi}}{m_{0i}}} = \frac{1 - \frac{1}{p_i}}{\frac{1}{z_i} - \frac{1}{p_i}} = z_i \frac{p_i - 1}{p_i - z_i}.$$

Разрешаем это уравнение относительно параметра p_i , получим формулу функциональной связи между относительными характеристиками масс составных частей ракеты:

$$p_i = z_i \frac{s_i - 1}{s_i - z_i}. \quad (3.15)$$

3.5. Характеристические скорости ракеты

Располагаемая характеристическая скорость $V_X^{\text{расп}}$ - скорость ракеты, которую она приобрела бы после выработки всего топлива при прямолинейном движении в безвоздушном пространстве и без воздействия сил тяготения небесных тел [1]. Иногда такая скорость называется *идеальной* скоростью ракеты $V_{Хид}$. Эту скорость можно рассчитать по формуле, выведенной К. Э. Циолковским (формула Циолковского):

$$V_X^{\text{расп}} = \sum_{i=1}^N V_i \cdot \ln z_i$$

$$V_X^{\text{расп}} = - \sum_{i=1}^N V_i \cdot \ln \mu_{ki}, \quad (3.16)$$

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

z_i - число Циолковского i -й ступени;

N - количество ступеней РН;

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

Для проектных расчетов используют также и другие характеристические скорости, приведенные ниже [1].

Идеальная потребная характеристическая скорость $-V_X^{\text{потр}}$ - скорость, которую нужно сообщить у поверхности Земли мгновенным импульсом полезной нагрузке, чтобы она вышла на заданную орбиту с заданной скоростью без учета потерь из-за сопротивления атмосферы.

Эта скорость учитывает изменение потенциальной энергии ракеты и может быть рассчитана из закона сохранения энергии в центральном поле тяготения. В частности, для вывода полезной нагрузки на околоземную круговую опорную орбиту с радиусом r_{00} идеальная потребная характеристическая скорость может быть подсчитана по следующей зависимости:

$$V_{Хид}^{нотр} = \sqrt{\frac{\mu_3}{r_{00}} \left(\frac{2r_{00}}{R_3} - 1 \right)}, \quad (3.17)$$

где $\mu_3 = 3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$ - гравитационная постоянная Земли;
 $R_3 = 6371,4 \text{ км}$ - средний радиус Земли.

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

$$V_X^{\text{потр}} = V_{Хид}^{нотр} + \Delta V, \quad (3.18)$$

где ΔV - потери скорости.

3.6. Удельный импульс

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

$$J_{уд} = \frac{R}{\dot{m}}, \quad (3.19)$$

где R – сила тяги двигателя;

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

Размерность удельного импульса выражается в м/с:

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

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

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

$$P_{уд} = \frac{R}{G}.$$

Размерность удельной тяги выражается в секундах:

$$\left[\frac{\kappa \Gamma c}{\kappa \Gamma c / c} = c \right].$$

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

$$J_{y\partial} = V = P_{y\partial} \cdot g_0, \quad (3.20)$$

где g_0 - ускорение земного тяготения на поверхности Земли.

Удельную тягу в некоторых источниках иногда называют удельным импульсом. Путаница в терминологии может привести к проектным ошибкам. Поэтому при работе со старой литературой прежде всего необходимо обращать внимание на размерность удельных импульсов.

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

3.7. Влияние атмосферного давления на тягу

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

$$R = R_n - F_c \cdot p(y) = R_n - (F_c \cdot p_0) \frac{p(y)}{p_0}, \quad (3.21)$$

где R_n - тяга двигателя в пустоте;

p_0 - давление на поверхности Земли;

F_c - площадь среза сопла двигателя;

$p(y)$ - давление на высоте.

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

Учитывая, что произведение площади сопла двигателя на давление атмосферы на уровне поверхности Земли равно разности тяги двигателя в пустоте и тяги двигателя на уровне поверхности Земли, то есть:

$$F_c \cdot p_0 = (R_n - R_0),$$

где R_0 – тяга двигателя у поверхности Земли, выражение (3.21) можно представить в следующем виде:

$$R = R_n - (R_n - R_0) \frac{p(y)}{p_0}. \quad (3.22)$$

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

$$V_n = J_{y\partial\Pi} = \frac{R_n}{\dot{m}},$$

где $V_n = J_{y\partial\Pi}$ - скорость истечения газов из сопла двигателя (или удельный импульс) в пустоте.

$$V_0 = J_{y\partial 0} = \frac{R_0}{\dot{m}},$$

где $V_0 = J_{y\partial 0}$ - скорость истечения газов из сопла двигателя (или удельный импульс) на поверхности Земли.

Выражение (3.22) также можно представить в виде:

$$R = R_0 \left[\frac{R_n}{R_0} - \frac{(R_n - R_0)}{R_0} \cdot \frac{p(y)}{p_0} \right] = R_0 \left[k_\epsilon - (k_\epsilon - 1) \frac{p(y)}{p_0} \right],$$

где $k_\epsilon = \frac{R_n}{R_0}$ – коэффициент высотности двигателя.

Если в полученном выражении положить $p(y) = p_0$ (на поверхности Земли), то тяга двигателя составит $R = R_0$, если $p(y) = 0$ (в пустоте), то $R = k_\epsilon R_0$.

3.8. Скорость ракеты с учетом реальных условий полета

Примем следующие допущения [1].

1. Ускорение земного тяготения для высот выведения КА на низкие орбиты (до 200 км) не зависит от высоты полета, то есть $g = g_0$, где g_0 - ускорение на поверхности Земли.

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

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

Составим уравнения движения ракеты как материальной точки с учетом принятых допущений. Схема сил, действующих на ракету на активном участке траектории, представлена на рис. 3.3.

На этой схеме введены следующие обозначения: Oxy – система координат; R - сила тяги двигателя; X_α - сила лобового сопротивления; G - сила земного притяжения ракеты; θ - угол наклона траектории ракеты к линии горизонта; V - вектор скорости ракеты.

Считаем, что масса ракеты изменяется по следующему закону:

$$m = m_0 - \dot{m}t, \quad (3.23)$$

где \dot{m} - расход топлива в единицу времени (секундный расход топлива). Тяга двигателя определяется выражением (3.21).

$$R = R_n - (F_c \cdot p_0) \frac{p(y)}{p_0}, \quad (3.24)$$

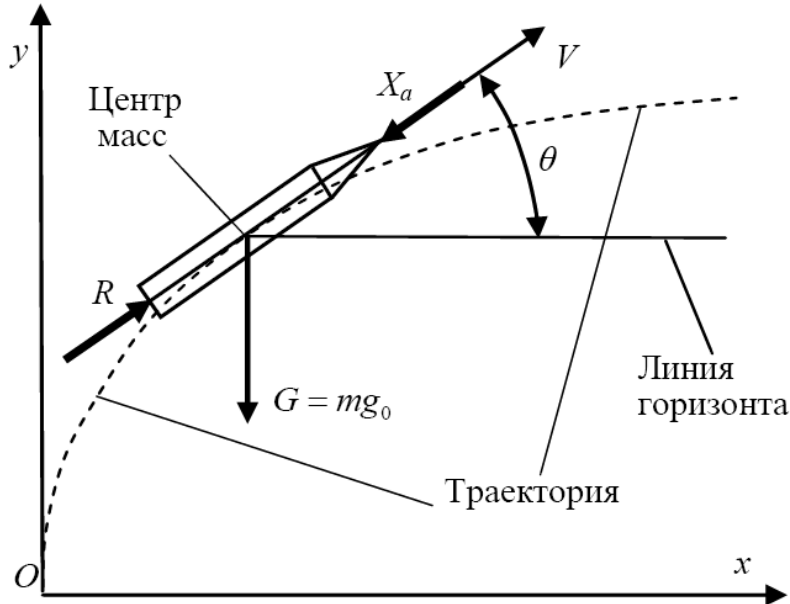


Рис. 3.3. Схема движения ракеты на активном участке траектории

Сила аэродинамического сопротивления:

$$X_a = c_x q F_M, \quad (3.25)$$

где c_x - коэффициент лобового сопротивления ракеты;

q - скоростной напор;

F_M - площадь миделя ракеты (**Мидель**, миделевое сечение (от нидерл. *middel*, буквально — средний, середина) — наибольшее по площади поперечное сечение тела, движущегося в воде или воздухе).

С помощью этого выражения можно рассчитать скорость ракеты к моменту времени t_k в условиях полета, близких к реальным с учетом выражений (3.23), (3.24) и (3.25) можно рассчитать по формуле (3.26) [1]:

$$V = \int_0^{t_k} \frac{R_n}{m} dt - \int_0^{t_k} g_0 \sin dt - F_M \int_0^{t_k} \frac{c_x q}{m} dt - F_c \int_0^{t_k} \frac{p(y)}{m} dt, \quad (3.26)$$

где t_k - время окончания работы двигателей ракеты.

4. РАСЧЕТ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ РН

4.1. Алгоритм расчёта стартовой массы одноступенчатой ракеты

В общем виде алгоритм оценки массовых проектных характеристик ракеты-носителя включает следующие шаги [6,7]:

1. Задаются исходные данные для расчетов:

- масса полезного груза (m_{nn});
- 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 (3.18).

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

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

5. Вычисляется масса ракетного блока ($m_{pб}$) по выражению $m_{pб} = m_k + m_2$.

6. Вычисляется стартовая масса ракеты (m_0) из выражения $m_0 = m_{nn} + m_{pб}$.

Пример 1

Требуется разогнать полезный груз массой $m_{nn} = 2000$ 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 ($V_k = 0$ м/с), потери характеристической скорости равны $\Delta V = 200$ м/с. Определить стартовую массу ракеты-носителя.

Решение:

1. Вычислим характеристическую скорость ракеты:

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

2. Вычислим массу требуемого ракетного топлива:

$$m_m = \frac{\left(e^{\frac{V_x}{\omega}} - 1\right) \cdot (s-1)}{s - e^{\frac{V_x}{\omega}}} \cdot m_{nn} \approx 19241 \text{ кг.}$$

3. Вычислим массу конструкции ракетного блока:

$$m_k = \frac{1}{s-1} \cdot m_m \approx 2138 \text{ кг.}$$

4. Вычислим массу ракетного блока ракеты:

$$m_{pб} = m_k + m_2 \approx 21379 \text{ кг.}$$

5. Вычислим стартовую массу ракеты:

$$m_0 = m_{nn} + m_{pб} \approx 23379 \text{ кг.}$$

Пример 2

Требуется вывести на орбиту Земли полезный груз массой $m_{nn} = 2000$ кг. Для этого планируется использовать 2-х 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-х ступенчатой ракеты.

Решение:

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

$$V_x^1 = V_x^2 = \frac{V_{\Sigma x}}{2} = 4000 \text{ м/с.}$$

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

$$s - e^{\frac{V_x}{\omega}} = 10 - e^{\frac{4000}{3000}} = 10 - 3,79 = 6,21 > 0, 621 .$$

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 $m_{nn} = 2000$ кг. Определим массу топлива для ракетного блока второй ступени из выражения [1,5]:

$$m_m = \frac{\left(e^{\frac{V_x^2}{\omega^2}} - 1 \right) \cdot (s_2 - 1)}{s_2 - e^{\frac{V_x^2}{\omega^2}}} \cdot m_{nn}^2 = \frac{\left(e^{\frac{4000^2}{3000^2}} - 1 \right) \cdot (10 - 1)}{10 - e^{\frac{4000^2}{3000^2}}} \cdot 2000 \approx 8087 \text{ кг.}$$

4. Определим массу ракетного блока второй ступени:

$$m_k^2 = \frac{1}{s_2 - 1} m_m^2 = \frac{1}{10 - 1} \cdot 8087 \approx 899 \text{ кг.}$$

$$m_{pб}^2 = m_m^2 + m_k^2 = 8087 + 899 \approx 8986 \text{ кг.}$$

5. Определим массу второй ступени:

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

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

$$m_m = \frac{\left(\frac{V_x^1}{e^{\omega_1} - 1} \right) \cdot (s_1 - 1)}{s_1 - e^{\frac{V_x^1}{\omega_1}}} \cdot m_{nn}^1 = \frac{\left(\frac{4000}{e^{3000} - 1} \right) \cdot (10 - 1)}{s_1 - e^{\frac{4000}{3000}}} \cdot 10986 \approx 4422 \text{ кг.}$$

7. Определим массу ракетного блока первой ступени:

$$m_k^1 = \frac{1}{s_2 - 1} m_m^2 = \frac{1}{10 - 1} \cdot 4422 \approx 4936 \text{ кг.}$$

$$m_{pб}^1 = m_m^1 + m_k^1 = 4422 + 4936 \approx 49358 \text{ кг.}$$

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

$$m_1 = m_{nn}^1 + m_{pб}^1 = 10986 + 49358 \approx 60344 \text{ кг.}$$

4.2. Расчет характеристической скорости

Во втором приближении потребную характеристическую скорость ракет-носителей рассчитывают с учетом потерь и маневров различного рода. Приведем методику такого расчета применительно к орбитам Земли [1,6].

Потребная характеристическая скорость ракеты-носителя определяется по следующей зависимости:

$$V_X^{nomp} = V_{Xu\partial}^{nomp} + \Delta V_G + \Delta V_A + \Delta V_P + \sum_{i=1}^n \Delta V_i + \Delta V_{ynp}, \quad (4.1)$$

где - $V_{Xu\partial}^{nomp}$ идеальная потребная характеристическая скорость;

ΔV_G - потери скорости на преодоление силы тяжести Земли;

ΔV_A - потери скорости на преодоление аэродинамических сил сопротивления;

ΔV_P - потери скорости от противодавления на срезе сопла двигателя;

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

ΔV_{ynp} - потери скорости на управление ракетой-носителем;

n - количество маневров.

На первых этапах приближения можно принять:

$$\Delta V_G + \Delta V_A + \Delta V_P + \Delta V_{ynp} = 1350 \dots 1650 \text{ м/с.} \quad (4.2)$$

Пример 3. Определить потребную характеристическую скорость РН, необходимую для вывода КА на круговую опорную орбиту высотой 200 км.

Решение. Идеальная потребная характеристическая скорость определяется выражением [5]:

$$V_{Xu\partial}^{nomp} = \sqrt{\frac{\mu_3}{r_{oo}} \left(\frac{2r_{oo}}{R_3} - 1 \right)} = \sqrt{\frac{3.986 \cdot 10^5}{6371+200} \left(\frac{2(6371+200)}{6371} - 1 \right)} = 8029 \text{ м/с,}$$

где $\mu_3 = 3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$ - гравитационная постоянная Земли;
 $R_3 = 6371,4 \text{ км}$ - средний радиус Земли.

По формуле (4.1) с учетом (4.2) получаем:

$$V_X^{nomp} = V_{Xu\partial}^{nomp} + \Delta V_G + \Delta V_A + \Delta V_P + \Delta V_{ynp} = 8029 + 1650 \text{ м/с.}$$

В этом примере использовалась верхняя граница потерь скорости (выражение (4.2)).

4.3. Расчет скорости для выведения на опорную орбиту

Схема выведения ракеты на опорную орбиту представлена на рис. 4.1 [6,8], где введены следующие обозначения: R_3 – радиус Земли; r_{oo} – радиус-вектор опорной круговой орбиты; H – высота орбиты.

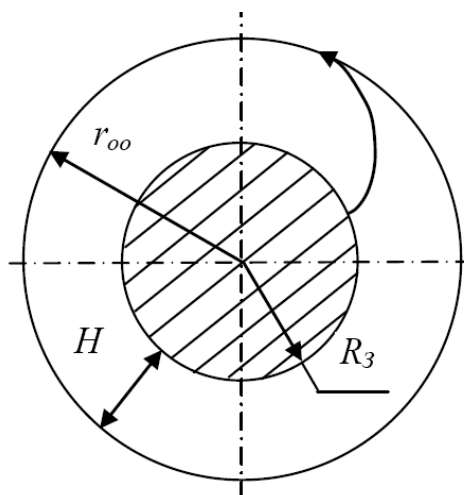


Рис. 4.1. Схема выведения полезного груза на опорную орбиту

Проектный расчет характеристической скорости ракет-носителей или разгонных блоков, связанный с выводом верхних ступеней РН или КА на круговые и эллиптические орбиты, основывается на законе сохранения энергии, который для центрального поля тяготения выглядит следующим образом:

$$V^2 = \mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right), \quad (4.3)$$

где μ - гравитационная постоянная притягивающего центра;

r – радиус-вектор КА на орбите;

a – большая полуось орбиты.

Параметр a по определению равен:

$$a = \frac{r_{\pi} + r_a}{2},$$

где r_π и r_a - радиусы апогея и перигея орбиты.

Для проектного расчета характеристической скорости удобнее пользоваться следующей формулой, полученной из зависимости (4.3):

$$V = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}. \quad (4.4)$$

Для расчета характеристической скорости РН, стартующей с Земли, часто используют расчетную формулу, в которой присутствует первая космическая скорость. Преобразуем формулу (4.4) к виду:

$$V = \sqrt{\mu_3 \frac{R_3}{R_3} \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} = V_3 \sqrt{R_3 \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}. \quad (4.5)$$

В этом выражении:

$$V_1 = \sqrt{\mu_3/R_3} - \text{первая космическая скорость}. \quad (4.6)$$

Первая космическая скорость для Земли – 7910 м/с.

Из (4.5) можно получить формулы для расчета скорости КА на опорной орбите:

$$V_{oo} = V_1 \sqrt{R_3 \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} = V_1 \sqrt{R_3 \left(\frac{2}{r_{oo}} - \frac{1}{r_{oo}} \right)} = V_1 \sqrt{\frac{R_3}{r_{oo}}}. \quad (4.7)$$

Пример 4. Определить скорость КА на круговой опорной орбите высотой 200 км.

Решение. По формуле (4.7) имеем

$$V_{oo} = 7,91 \sqrt{\frac{6371}{(6372+200)}} = 7,79 \text{ км/с}.$$

4.4. Перевод КА с опорной орбиты на эллиптическую орбиту

Расчет производится с использованием той же зависимости (4.5), но с учетом допущений, что приращение скорости происходит мгновенно в точке перигея будущей эллиптической орбиты. При расчете в формулу подставляются соответствующие параметры эллиптической орбиты [6].

Пример 5. Определить приращение скорости, необходимой для перевода КА с опорной орбиты высотой 200 км на эллиптическую орбиту высотой 35786 км (рис. 4.2).

Решение. Рассчитаем следующие параметры:

$$\begin{aligned}
 r_{oo} &= R_3 + H_{oo}; \\
 r_{\pi} &= r_{oo} = 6371 + 200 = 6571 \text{ км}; \\
 r_{\alpha} &= 6371 + 35786 = 42157 \text{ км}; \\
 \alpha &= \frac{r_{\alpha} + r_{\pi}}{2} = \frac{6571 + 42157}{2} = 24364 \text{ км}.
 \end{aligned}$$

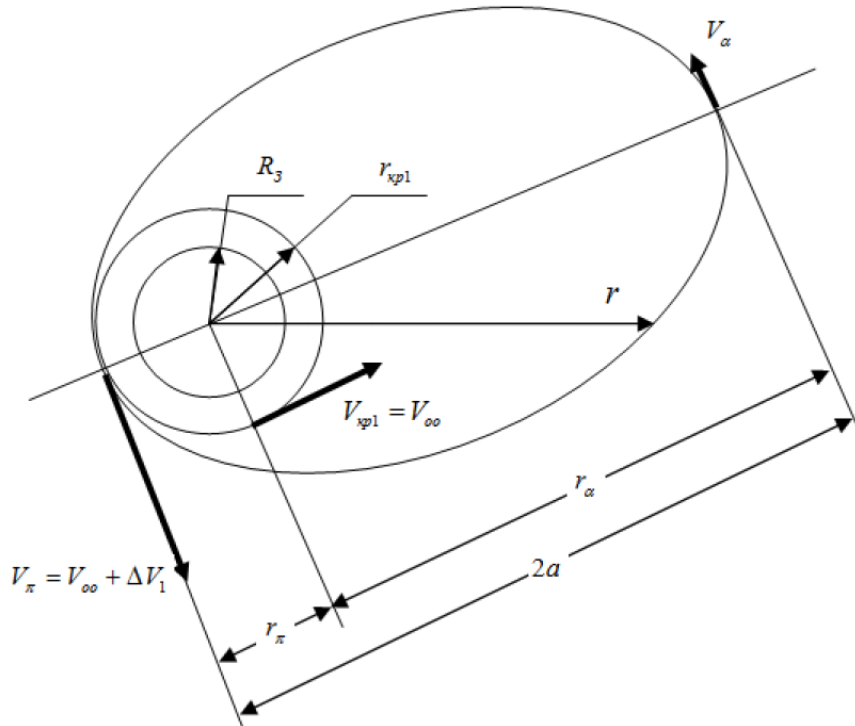


Рис. 4.2. Схема перевода на эллиптическую орбиту

Подставляя эти значения в формулу (4.5), получаем:

$$V_{\pi} = V_1 \sqrt{R_3 \left(\frac{2}{r_{\pi}} - \frac{1}{\alpha} \right)} = 7,91 \sqrt{6371 \left(\frac{2}{6571} - \frac{1}{24364} \right)} = 10,25 \text{ (м/с)}.$$

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

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

4.5. Перевода КА с эллиптической орбиты на высокую круговую орбиту

Расчет производится с использованием той же зависимости (4.5) и учетом того, что приращение скорости происходит мгновенно в точке апогея эллиптической орбиты (рис. 4.3).

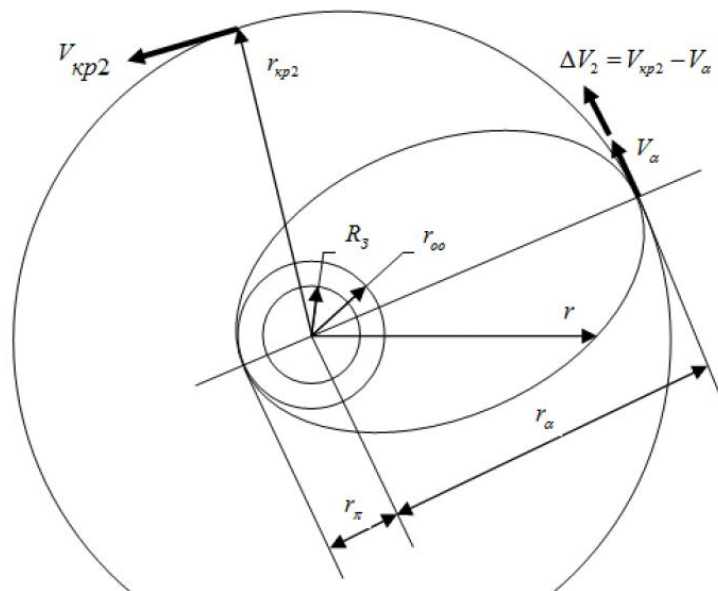


Рис. 4.3. Схема перевода КА с эллиптической орбиты на высокую круговую орбиту

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

Пример 6. Определить приращение скорости, которая необходима для перевода КА с эллиптической орбиты на высокую круговую орбиту. Параметры орбит принять такими же, как в примере 4.

$$V_{кр2} = V_1 \sqrt{\frac{R_3}{r_\alpha}} = 7,91 \sqrt{\frac{6371}{42157}} = 3,075 \text{ [км/с]}.$$

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

$$\Delta V_2 = V_{кр2} - V_\alpha = 3,075 - 1,597 \text{ [км/с]}.$$

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Куренков В.И. Конструкция и проектирование изделий ракетно-космической техники. Часть 2. Основы проектирования ракет-носителей [Электронный ресурс]: электрон. учеб. пособие / В.И. Куренков; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). - Самара, 2012. 304 с.
2. Шулепов, А. И. Основы устройства ракет [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / А. И. Шулепов, М. А. Петровичев, А. А. Панков; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королева. - Самара, 2012. 93 с.
3. Альтшуллер Г.С. Найти идею. Введение в теорию решения изобретательских задач – 3-е изд., доп. Петрозаводск: Скандинавия, 2003. – с. 240.
4. Ревенков А.В., Резчиков Е.В. Теория и практика решения технических задач: учеб. пособие / А.В. Ревенков, Е.В. Резчиков. – М.: ФОРУМ, 2008. – 384 с.
5. Иванов С.Н. Лекции по истории развития баллистических ракет и ракет носителей: учеб. пособие. Часть I. Ракетные комплексы РВСН / МФТИ. Факультет военного обучения - г. Долгопрудный. 1999. 112 с.
6. Волоцуев В.В. Введение в проектирование, конструирование и производство ракет: учеб. пособие / В. В. Волоцуев, И.С. Ткаченко. - Самара: Изд-во Самарского ун-та, 2017. – 88 с.
7. Иванов А.В. Конструирование жидкостных ракетных двигателей: дипломное проектирование: учеб. пособие / А.В. Иванов, Г.И. Скоморохов, Д.П. Шматов / [Электронный ресурс] – Воронеж: ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технический университет», 2016. 167 с.
8. Уманский С. Ракеты-носители. Космодромы. - М.: Рестарт, 2001. - 216 с.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение	3
1. Классификация и принцип действия ЛА	5
2. Классификация ракет.....	8
3. Характеристики и основные проектные параметры ракет-носителей	13
4. Расчет основных параметров РН.....	25
Библиографический список.....	32

ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ

к выполнению практических и самостоятельных работ
для студентов специальности 24.05.02 «Проектирование
авиационных и ракетных двигателей» (специализация
«Проектирование жидкостных ракетных двигателей»)
очной формы обучения

Составители:

Демьяненко Юрий Васильевич

Скоморохов Геннадий Иванович

Шматов Дмитрий Павлович

Митрофанов Валерий Александрович

В авторской редакции

Подписано к изданию 29.06.2023.

Уч.-изд. л. 1,8

ФГБОУ ВО «Воронежский государственный
технический университет»
394006 Воронеж, ул. 20-летия Октября, 84