

А.В. Шостак А.А. Гуртовой
И.Г. Дроздов Ю.С. Гречко

ВВЕДЕНИЕ В ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЕ

Учебное пособие



Воронеж 2011

ГОУВПО «Воронежский государственный
технический университет»

А.В. Шостак А.А. Гуртовой
И.Г. Дроздов Ю.С. Гречко

ВВЕДЕНИЕ В ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЕ

Утверждено Редакционно-издательским советом
университета в качестве учебного пособия

Воронеж 2011

УДК 621.454.2.018 (075.08)

Введение в двигателестроение: учеб. пособие / А.В. Шостак, А.А. Гуртовой, И.Г. Дроздов, Ю.С. Гречко. Воронеж: ГОУВПО «Воронежский государственный технический университет», 2011. 135 с.

В учебном пособии изложена история ракетостроения, описан принцип полета ракеты, рассмотрены основы устройства и производства ЖРД.

Издание соответствует требованиям Федерального государственного образовательного стандарта высшего профессионального образования по направлению 160700 «Двигатели летательных аппаратов», специальности 160700 «Проектирование авиационных и ракетных двигателей», дисциплине «Введение в специальность».

Предназначено для студентов 1 курса очной формы обучения.

Табл. 1. Ил. 39. Библиогр.: 9 назв.

Рецензенты: ОАО «Конструкторское бюро химавтоматики» (директор испытательного комплекса канд техн. наук, доц. В.И. Пригожин); д-р техн. наук, проф. А.Ф. Ефимочкин

© Шостак А.В., Гуртовой А.А.,
Дроздов И.Г., Гречко Ю.С., 2011

© Оформление. ГОУВПО
«Воронежский государственный
технический университет», 2011

ВВЕДЕНИЕ

4 октября 1957 года и 12 апреля 1961 года стали началом новой сферы деятельности человечества: исследование и использование человечеством космического пространства. Эта историческая необходимость была подготовлена всеми предыдущими этапами жизни на Земле и обусловлена стремлением к ее дальнейшему продолжению.

Космическая деятельность в мире - это динамически развивающийся процесс. Если в начале 60-х гг. всего два государства (СССР и США) активно занимались космической деятельностью, то к 1999 году это число составило около 130 стран. Число стран, располагающих определенным космическим потенциалом, перевалило за 20, из которых 6 стран (Россия, США, Япония, Франция, КНР, Индия) имеют свои космические аппараты, средства выведения и управления полетом.

Особое значение космонавтика имеет для России. Ее географическое положение, размещение ресурсов и народнохозяйственных объектов таково, что ни одна социально-экономическая, научная и оборонная программа не может быть эффективно реализована без использования космической техники. Космическая деятельность России является одним из ключевых звеньев, способных обеспечить качественное обновление науки и техники, сформировать достойный образ жизни ее граждан. Применение космических средств в интересах обеспечения обороны страны существенно повышает эффективность Вооруженных сил России.

Для реализации будущих планов государственных космических программ уже сегодня нужно решать проблему подготовки молодых кадров. Кадры решают все - этот лозунг актуален всегда.

1. ИСТОРИЯ РАКЕТОСТРОЕНИЯ

Существует много легенд и преданий о появлении ракет. Но имя первого творца ракеты неизвестно, как неизвестны имена людей, впервые создавших колесо, порох и многое другое. Первый фундаментальный труд «О боевых ракетах», принадлежащий перу К.И. Константинова, крупного военного специалиста, вышел в 1864 г. Проекты первых отечественных ракет на бездымном порохе были разработаны Н.И. Тихомировым в 1894 г.

Здесь нельзя не упомянуть о Н.И. Кибальчиче, авторе проекта летательного аппарата, приводимого в движение ракетным двигателем. Кибальчич, по существу, в 1881 г. предложил не ракетный двигатель, приспособленный к какому-либо существовавшему реально или в проекте летательному аппарату, а совершенно новый аппарат, прообраз современных пилотируемых космических средств, у которых тяга ракетных двигателей служит для создания подъемной силы, поддерживающей аппарат в полете.

История развития космонавтики и ракетной техники знает немало славных имен, но основоположником научной космонавтики считается великий русский ученый Константин Эдуардович Циолковский.

Уже в 1883 г. Циолковский высказал мысль о возможности использования реактивного движения для создания межпланетных летательных аппаратов. В работе Циолковского «Свободное пространство» рассматривается движение без силы тяжести, сопротивления воздуха и сил трения, предлагается принципиальная схема ракетного двигателя. Он пишет: «Положим, дана бочка, наполненная сильно сжатым газом. Если отвернуть один из ее кранов, то газ непрерывной струей устремится из бочки, причем упругость газа, отталкивающая его частицы в пространство, будет также непрерывно отталкивать и бочку».



Н.И. Кибальчич



К.Э. Циолковский

В 1893 г. Циолковский пишет научно-фантастическую повесть «На Луне» и вслед за ней в 1895 г. «Грезы о Земле и небе и эффекты всемирного тяготения». В 1903 г. Циолковский публикует научную работу «Исследование мировых пространств реактивными приборами», в которой развивает и всесторонне обосновывает идею использования ракет для космических полетов.

В ряде других работ и, в частности, в работе «Космические ракетные поезда», опубликованной в 1929 г., К.Э. Циолковским изложены основы теории ракеты и ракетного двигателя на жидком топливе.

Расчеты, выполненные Циолковским, показали, что осуществление космического полета основано на реальных возможностях и является делом ближайшего будущего. В письме к редактору журнала «Вестник воздухоплавания» Константин Эдуардович писал: «...Человечество не останется вечно на Земле, но, в погоне за светом и пространством, сначала робко проникнет за пределы атмосферы, а затем завоюет себе все околосреднее пространство».

Достоинным продолжателем идей Циолковского, энтузиастом межпланетных полетов был Фридрих Артурович Цандер. «Вперед на Марс!» - вот слова, символизирующие цель жизни Цандера.



Ф.А. Цандер



Ю.В. Кондратюк

В 1924 г. в журнале «Техника и жизнь» появилась первая печатная работа Ф.А. Цандера «Перелеты на другие планеты». В этой статье он изложил свою идею - сочетание ракеты с самолетом, с последующим сжиганием металлических частей самолета.

В декабре 1930 г. Ф.А. Цандер начал работать в Институте авиационного машиностроения (ИАМ), в 1931 г. приступил к постройке воздушно-реактивного двигателя ОР-1, а затем к постройке жидкостного ракетного двигателя ОР-2.

Двигатель ОР-1 развивал силу тяги до 1,5 Н. Он работал на бензине и сжатом воздухе, т. е. был воздушно-реактивным. Двигатель ОР-2 был более мощным. Развиваемая им сила тяги достигала 500 Н. Топливом был по-прежнему бензин, а окислителем - жидкий кислород. В 1932 г. была издана книга Цандера «Проблема полета при помощи реактивных аппаратов».

Следует рассказать также о талантливом изобретателе, ученом и механике Ю.В. Кондратюке. Он исследовал вопросы нагрева ракеты при полете ее в плотных слоях атмосферы, применение крыльев для взлета ракеты.

В 1929 г. вышла книга Ю.В. Кондратюка «Завоевание межпланетных пространств», некоторые разделы которой были написаны еще в 1916 г.



Н.И. Тихомиров



В.П. Глушко

Основные проблемы и физические принципы межпланетных полетов Ю.В. Кондратюк изложил в труде «Тем, кто будет читать, чтобы строить». Работа над рукописью была начата в 1916 г. и закончена в 1919 г. В этой работе Кондратюк вывел основное уравнение движения ракеты оригинальным методом, отличавшимся от тех, которыми пользовались другие авторы. Дал принципиальную схему и описание четырехступенчатой ракеты, работающей на кислородно-водородном топливе. Весьма яркой и интересной является идея Кондратюка, также получившая ныне применение, - это использование гравитационного поля небесных тел, как для разгона, так и для торможения космических объектов.

Определяющим фактором в осуществлении полетов в космическом пространстве является уровень развития ракетных двигателей. Скорость, приобретаемая ракетой, в первую очередь зависит от энергетических характеристик ее двигателей. Первая советская научно-исследовательская и опытно-конструкторская лаборатория по разработке ракетных двигателей и ракет основана в 1921 г. по предложению Н.И. Тихомирова. Впоследствии она стала называться газодинамической лабораторией (ГДЛ).



С. П. Королев

В мае 1929 г. в ГДЛ впервые в СССР были начаты экспериментальные исследования жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). Руководителем разработок ЖРД был талантливый инженер (будущий академик) Валентин Петрович Глушко.

Важную роль в развитии отечественной ракетной техники сыграла и группа изучения реактивного движения (ГИРД).

В ГИРД объединились многие энтузиасты ракетного дела: Ф. А. Цандер, аэродинамик В. П. Ветчинкин, талантливые инженеры С.П. Королев, М.К. Тихонравов, Ю.А. Победоносцев и др.

Работой ГИРД руководил технический совет под председательством С.П. Королева. Первый полет ракеты ГИРД-09 был осуществлен в августе 1933 г. Длина ракеты 2,4 м, стартовая масса 19 кг, причем на долю топлива приходилось 5 кг. Двигатель развивал силу тяги до 500 Н.

Первой экспериментальной советской ракетой с ЖРД была ракета ГИРД-10 (двигатель работал на жидком кислороде и этиловом спирте). Первый пуск ракеты, которым руководил С.П. Королев, состоялся 25 ноября 1933 г. на полигоне в Нахабине. Хотя в полете нарушилось крепление двигателя, и ракета упала в 150 м от места старта, это не омрачило радости ее создателей, ведь был сделан еще один шаг в овладении ракетной техникой.

Осенью 1933 г. на базе ГДЛ и ГИРД было решено создать в Москве Реактивный научно-исследовательский институт. Начальником института был назначен И.Т. Клейменов, а заместителем по научной части - С.П. Королев.

В истории освоения космического пространства с именем С. П. Королева связана эпоха замечательных достижений.

Организаторские способности и талант ученого позволили ему на протяжении ряда лет направлять работу многих институтов и конструкторских коллективов на решение больших комплексных задач. Научные и технические идеи С. П. Королева получили широкое применение в ракетной и космической технике в СССР.

Выдающимся событием того времени было создание двигателя ОРМ-65 с регулируемой тягой от 500 до 1750 Н для установки его на крылатой ракете РНИИ-212 (рис. 1.1) и планере СК-9 конструкции С. П. Королева.



Рис. 1.1. Экспериментальная ракета РНИИ-212 с двигателем ОРМ-65

Летные испытания планера с ракетным двигателем (рис. 1.2), получившего название РП-318-1 были поручены летчику-планеристу В. Ф. Федорову. Ракето-планер был забуксирован в воздух. На высоте 2 км Федоров отсоединил планер и начал планирующий полет. Через несколько минут он включил двигатель. Израсходовав весь запас топлива, летчик благополучно приземлился на аэродроме.

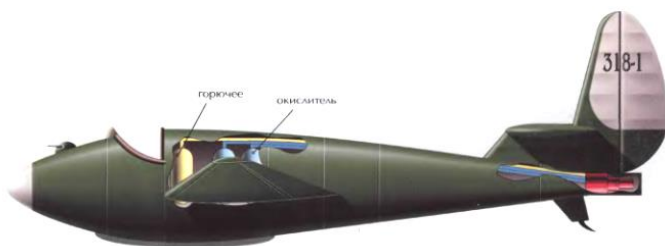


Рис. 1.2. Экспериментальный ракетный планер РП-318-1 с двигателем РДА-1-150

Это был первый в СССР полет человека на летательном аппарате с ЖРД. Таким образом, в предвоенные годы в стенах РНИИ на уровне экспериментальных образцов были разработаны различные образцы жидкостных ракетных двигателей и ракетного вооружения, но в условиях надвигающейся войны эти работы, требующие огромной затраты сил и средств, были приостановлены.

По инициативе ряда капиталистических государств после войны начинается разработка и оснащение армий новым оружием - боевыми ракетами дальнего радиуса действия. Советский Союз, вынесший на своих плечах основное бремя самой страшной и разрушительной в истории человечества войны, потерявший 20 миллионов жизней, вынужденный восстанавливать разрушенное войной хозяйство, не мог в то же время пренебрегать своей обороноспособностью.

Создать невиданную доселе технику предстояло своими силами, и вот 9 августа 1946 г. С. П. Королева назначают главным конструктором особого конструкторского бюро, где должны создаваться мощные баллистические ракеты.

Одновременно к созданию новых ракетных двигателей, систем управления и наземных комплексов были привлечены крупные конструкторские коллективы и заводы. Координацией всех работ руководил Совет главных конструкторов.

Под руководством С.П. Королева была создана баллистическая ракета дальнего действия (БРДД) на жидком топливе. А вскоре был разработан вариант ракеты Р-1, специально предна-

значенный для запуска по вертикальной траектории (В-1А). Стартовая масса ракеты около 14 т.

Ракета отличалась от серийной отделяемой головной частью и двумя закрепленными на корпусе «мортирами». В них находились контейнеры с аппаратурой для взятия проб воздуха на большой высоте.

Крупнейшим мероприятием в научной жизни послевоенного периода стал Международный геофизический год, проходивший с 1 июля 1957 г. по 31 декабря 1958 г. К этому времени в нашей стране под руководством С. П. Королева были созданы новые управляемые баллистические ракеты дальнего действия Р-2, во всех отношениях превосходящие ракету Р-1. Они и послужили основой для разработки геофизических ракет второго поколения (рис. 1.3).

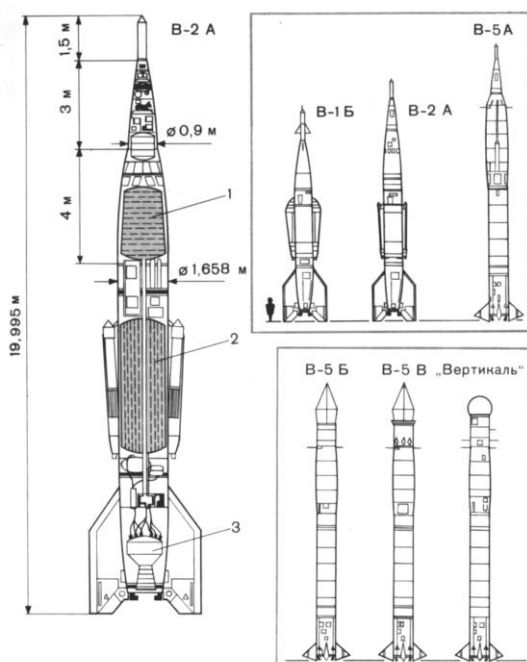


Рис. 1.3. Геофизические ракеты:

1 - горючее; 2 - окислитель; 3 - ракетный двигатель РЛ-101



Ю.А. Гагарин

Первый пуск построенной на базе ракеты Р-2, геофизической ракеты В-2А был осуществлен 16 мая 1957 г. При этом полезный груз массой 2200 кг был поднят на высоту более 200 км и успешно возвращен на Землю.

С 1958 г. начинается третий этап систематических исследований верхней атмосферы до высот более 500 км при помощи геофизических

ракет В-5А, В-5В. Эксперименты с помощью ракеты В-5А дали ценнейший материал для разработки систем, обеспечивающих жизнедеятельность и спасение человека в космическом полете.

4 октября 1957 г. ракета-носитель «Спутник» вывела на орбиту первое искусственное небесное тело. Все в этой ракете было оригинальным, начиная с общей конструктивно-компоновочной схемы, состоящей из четырех боковых и одного центрального блоков. Каждый блок имел собственные топливные баки и двигательную установку. Стартовая масса ракеты-носителя «Спутник» - 267 т (рис. 1.4).

Первый искусственный спутник Земли представлял собой шар из алюминиевого сплава диаметром 58 см и массой 83,6 кг.

После многочисленных земных и космических экспериментов наступило 12 апреля 1961 г. В этот день Юрий Алексеевич Гагарин на космическом корабле «Восток» совершил полет, о котором мечтало человечество. Полет Ю. А. Гагарина показал практическую возможность полетов человека в космос.

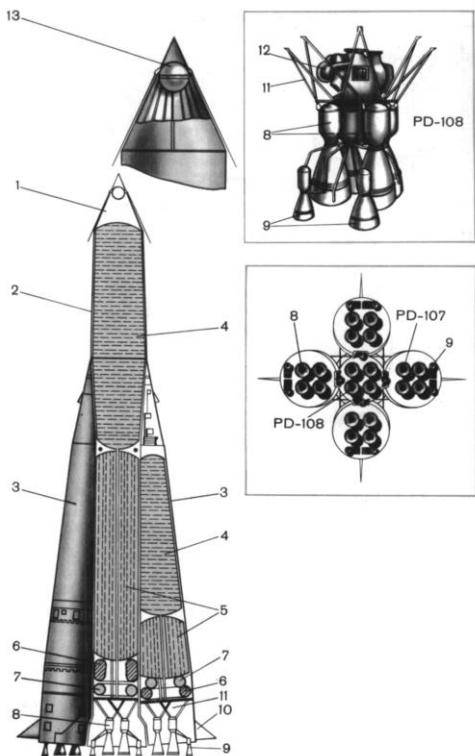


Рис. 1.4. Ракета-носитель
«Спутник»:

Стартовая масса, т - 267
 Масса полезного груза, т - 1,327
 Масса топлива, т - 245
 Тяга двигателя, кН
 I ступени (на Земле) - 3904
 II ступени (в пустоте) - 912
 Полная длина, мм - 29167
 Максимальная скорость, м/с - 8000

1 - головной блок; 2 - центральный блок; 3 - боковой блок; 4 - бак окислителя; 5 - бак горючего; 6 - бак пероксида водорода; 7 - бак жидкого азота; 8 - основная камера жидкостно-реактивного двигателя; 9 - рулевая камера жидкостно-реактивного двигателя; 10 - воздушный руль; 11 - ферма крепления двигателя; 12 - агрегаты двигателя; 13 - первый искусственный спутник ПС-1

РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ

Некоторые определения

Ракета-носитель — многоступенчатая (2-5 ступеней) ракета для выведения в космос искусственных спутников Земли, космических кораблей, межпланетных космических аппаратов, орбитальных станций и других полезных грузов. В зависимости от энергетических характеристик и способности выводить на низкую околоземную орбиту полезный груз определенной массы ракеты-носители можно условно разделить на следующие классы: легкие (полезный груз до 5 т), средние (5-20 т), тяжелые (20-100 т) и сверхтяжелые (свыше 100 т). К легкому классу относятся, например, ракеты-носители "Космос" (СССР), "Скаут", "Тор-Эйбл", "Тор-Аджена", "Авангард" (все

США); к среднему— "Восток" и "Союз" (СССР), "Титан-3", "Титан-3Е", "Сатурн-1В" (все США), "Ариан" (Европа); к тяжелому "Протон" (СССР); к сверхтяжелому — "Энергия" (Россия), "Сатурн-5" (США).

В качестве двигательных установок на ракетах-носителях, как правило, применяются жидкостно-реактивные двигатели (ЖРД) на высококалорийном топливе, например, жидкий кислород и водород, жидкий кислород и керосин, четырехокись азота и несимметричный диметилгидразин и др. В качестве ускорителей в ряде случаев применяются ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ). На некоторых ракетах-носителях на всех ступенях применены РДТТ.

Последние ступени ракет-носителей, как правило, оснащены ЖРД, допускающими многократное включение, что позволяет осуществлять маневры для изменения высоты и наклона орбиты, а также старта космических кораблей с орбиты искусственного спутника Земли.

Все ракеты-носители характеризуются сравнительно малой массой конструкции и большим запасом топлива (85-90% от стартовой массы ракеты). Стартовая масса ракет-носителей может составлять от 10 т до 3 тысяч т. Относительная масса полезной нагрузки от 1,5 до 5%.

Краткая историческая справка

Эра космических полетов началась 4 октября 1957 г. с запуска в СССР первого в мире искусственного спутника Земли межконтинентальной баллистической ракетой Р-7, которая в этом случае исполнила роль первой ракеты-носителя [3].

В дальнейшем космическая техника бурно развивалась, и в настоящее время уже около десятка стран имеют свои собственные ракеты-носители. Однако только две страны — СССР (Россия) и США — способны разрабатывать и производить ракеты-носители любых классов.

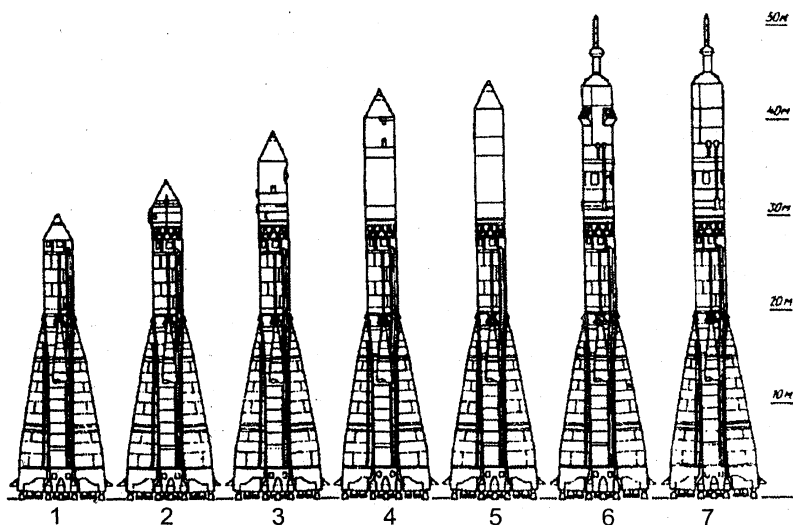


Рис. 1.5. Модификация ракет-носителей на базе БР Р-7:
 1 — "Спутник"; 2 — "Луна"; 3 — "Восток"; 4 — "Восход"; 5 —
 "Луна-Венера"; 6 — "Союз"; 7 — "Прогресс"

В нашей стране развитие ракет-носителей шло по нескольким направлениям. Первое направление, возникшее в 1957 году, связано с разработкой ряда ракет-носителей путем модернизации баллистической ракеты Р-7 (рис. 1.5.), созданной в ОКБ (теперь это РКК "Энергия"), которым на протяжении многих лет руководил основатель практической космонавтики С.П. Королев. В рамках этого направления было создано более 17 модификаций ракет-носителей: "Спутник", "Восток", "Восход", "Союз" и др. Как правило, новые варианты ракет-носителей возникали при установке на исходный вариант новых верхних ступеней и проведении минимальных конструктивных изменений остальных элементов. При этом масса полезной нагрузки, выводимой этими носителями на низкие орбиты, была увеличена с 1,5 до 7,1 т. Удачные конструктивные решения, заложенные в базовую ракету Р-7, ее большой технический потенциал и исключительно высокий уровень надежности обеспечили этому семейству ракет-носителей самую долгую жизнь в отечественных космических программах.

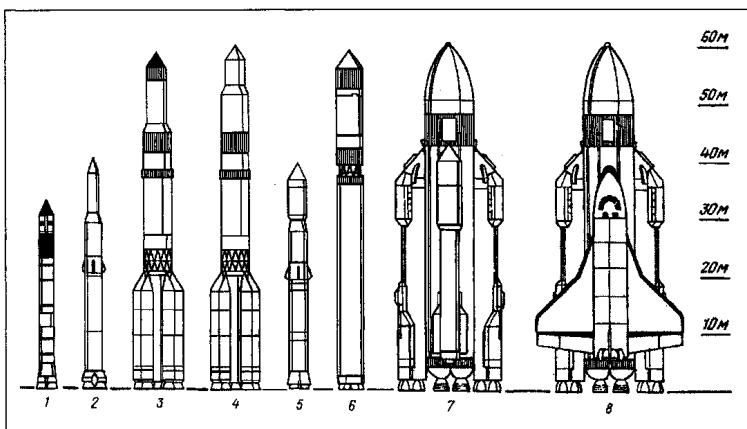


Рис. 1.6. Отечественные ракеты-носители:

- 1 — "Космос"; 2 — "Циклон"; 3 — "Протон" (с разгонным блоком много-
 разового запуска); 4 — "Протон" (для выведения орбитальных станций);
 5 — "Циклон" (модификация); 6 — "Зенит"; 7 — "Энергия" (грузовой вари-
 ант); 8 — "Энергия" (для выведения "Бурана")

Второе направление возникло в 1961 г. Оно связано с разработкой ракет-носителей легкого класса на базе стратегических ракет. Наибольший вклад в развитие этого направления внесло НПО "Южное", возглавляемое генеральным конструктором М.К.Янгелем, где на базе баллистических ракет Р-12 и Р-14 были созданы ракеты-носители "Космос", а также "Циклон-2" и "Циклон-3" на базе ракет Р-36 и Р-36М (рис. 1.6.). Эти ракеты-носители обеспечивают выведение на низкую орбиту полезных грузов массой от 450 кг до 3,6 т. Созданные 20-30 лет назад эти ракеты-носители долгое время были непревзойденными средствами доставки полезных грузов на орбиту.

В 1965 г. с пуском баллистической ракеты УР-500 открылось новое направление в развитии отечественных ракет-носителей. Оно было связано с созданием ракеты-носителя тяжелого класса (получившей название "Протон") на базе этой баллистической ракеты. Эта ракета-носитель была создана в НПО "Машиностроение" под руководством генерального кон-

структора В.Н. Челомея. Было создано несколько вариантов ракет-носителей серии "Протон" с грузоподъемностью до 22 т.

Четвертое направление (1968 г.) связано с разработкой в ОКБ им.С.П.Королева ракет-носителей сверхтяжелого класса Н-1 и "Энергия" с грузоподъемностью 100 т и более.

Также как и в СССР, в США первые ракеты-носители создавались на базе баллистических ракет военного назначения. Первое семейство ракет-носителей США создано на базе баллистической ракеты "Редстоун". С помощью этой ракеты 5 мая 1961 г. был осуществлен запуск пилотируемого суборбитального аппарата "Меркурий". Дальнейшего развития эти программы не получили, и запуски ракет-носителей этого семейства прекратились в начале 60-х годов. Им на смену пришли ракеты семейства "Атлас", "Тор", а несколько позже — "Титан". Особое место в ряду американских ракет-носителей занимают ракеты-носители семейства "Сатурн", которые создавались уже не на базе баллистических ракет, а специально разрабатывались для реализации программы пилотируемых полетов на Луну. Последняя модификация ракет-носителей этого семейства "Сатурн-V" (способная поднять на низкую орбиту полезный груз массой до 130 т) позволила осуществить серию пилотируемых полетов американских космонавтов на Луну.

Значительным шагом в создании транспортных космических средств стала разработка и практическое освоение космического аппарата многоразового действия "Спейс Шаттл" — первого космического аппарата с неоднократно используемыми элементами.

Около десяти лет создавался этот аппарат, его первый полет состоялся в 1981 г. И, несмотря на то, что одна из основных целей его создания — существенное снижение удельной стоимости выведения — не была достигнута, ввод его в эксплуатацию открыл новые возможности для ракетно-космической техники.

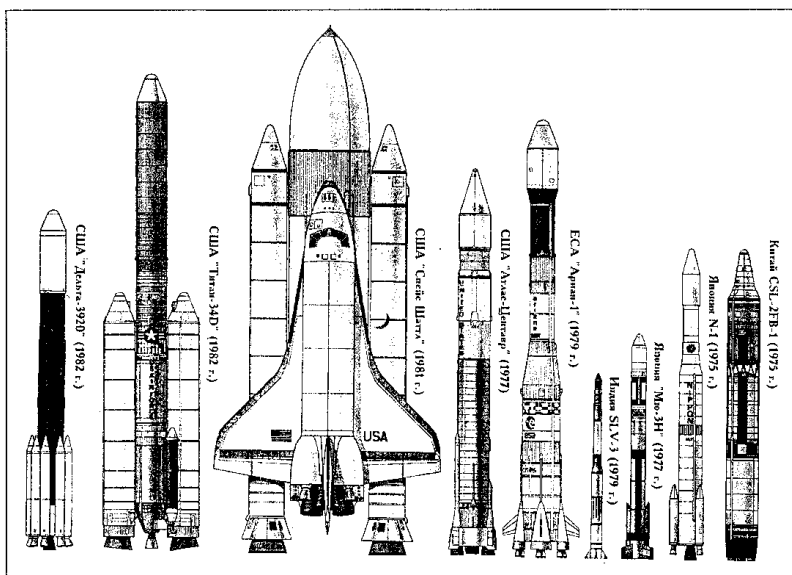


Рис. 1.7. Зарубежные ракеты-носители

Несколько позже в НПО "Молния" под руководством главного конструктора Г.Е.Лозино-Лозинского был создан и успешно испытан в автоматическом режиме отечественный космический аппарат многоразового действия "Буран". Выведение на орбиту осуществлялось с помощью отечественной ракеты-носителя сверхтяжелого класса "Энергия".

В последние годы свои собственные ракеты-носители разработаны и созданы в Западной Европе, Китае, Индии, Японии и др (рис. 1.7).

2. ПРИНЦИПЫ ПОЛЕТА РАКЕТЫ

2.1. Основы конструкции ракеты

Ракета – это летательный аппарат, движущийся за счет реактивной силы, возникающей при выбрасывании газов из двигателя. Но на этом принципе летают и самолеты, которые называются реактивными, а не ракетными. В отличие от самолета ракета несет в себе не только *горючее*, но и кислород для его сжигания. Необязательно на борту иметь кислород в чистом виде. Он может находиться в соединении с другими элементами, например в виде азотной кислоты или пероксида водорода. Продукт, богатый кислородом и служащий для сжигания горючего, называется *окислителем*.

Наличие на борту ракеты горючего и окислителя придает ей необыкновенную возможность - полную независимость от высоты полета. У реактивных самолетов есть свой «потолок», выше которого они неспособны создавать необходимую силу тяги, так как в разреженном воздухе не хватает кислорода для сжигания горючего. А ракетные двигатели не имеют ограничений по высоте, так как в безвоздушном пространстве, где сила тяги ракетного двигателя существенно увеличивается, струя газов, вылетающая из двигателя, не встречает сопротивления наружной среды.

Современная космическая ракета представляет собой сложное сооружение, состоящее из тысяч деталей, каждая из которых выполняет предназначенную ей роль.

Сердцем космической ракеты является *двигательная установка*. Двигательная установка – это силовой агрегат, обеспечивающий разгон ракеты до заданной скорости. Но ракете необходимо не только сообщить скорость, она должна во время полета управляться. Даже небольшое отклонение от маршрута может привести к значительному изменению траектории полета. Поэтому все ракеты имеют *систему управления* полетом. Говоря более точно, система управления вырабатывает сигналы. Эти сигналы передаются на органы управления

ракетой, которые, получив сигнал, заставляют ее изменить направление движения или положение в пространстве. Если двигательная установка называется сердцем ракеты, то система управления – ее голова и нервы.

Помимо двигательной установки и системы управления полетом, в состав ракеты входит полезный груз - то, ради чего и запускается ракета. Характер полезного груза может быть различным в зависимости от назначения ракеты.

Но как вывести такую ракету на орбиту? Для этого потребуется большой расход топлива (горючего и окислителя), а значит, и ограниченное время работы двигателя.

Более 80 лет назад (1903 г.) К. Э. Циолковский установил зависимость конечной скорости, которой может достичь ракета, от массы находящегося на ее борту топлива и скорости истечения продуктов его сгорания (газов) из ракетного двигателя. При приближенных расчетах он исходил из того, что сила тяжести и сопротивление воздушной среды отсутствуют.

Найденную зависимость Циолковский выразил формулой:

$$v_k = u \ln \frac{M_0}{M_k},$$

где v_k - конечная скорость ракеты, т. е. та скорость, которую приобретает ракета после сгорания всего запасенного в ней топлива при условии разгона ее в «свободном» космическом пространстве;

u - скорость истечения газов из ракетного двигателя;

M_0 - начальная масса ракеты (стартовая масса), включающая массу конструкции, запаса топлива и полезного груза;

M_k - конечная масса ракеты, т. е. масса ракеты после израсходования топлива.

Очевидно, что начальная масса ракеты равна:

$$M_0 = M_{\kappa} + M_{\text{топл}},$$

где $M_{\text{топл}}$ - масса топлива.

Отношение $\frac{M_{\text{топл}}}{M_{\kappa}} = z$ называется числом Циолковского. Далее формула Циолковского примет вид:

$$v_{\kappa} = u \ln \frac{M_{\kappa} + M_{\text{топл}}}{M_{\kappa}} = u \ln \left(1 + \frac{M_{\text{топл}}}{M_{\kappa}} \right).$$

Очевидно, что, чем больше сгорело топлива, тем больше z и, естественно, конечная скорость ракеты. Конечную скорость ракеты v_{κ} обычно называют характеристической или идеальной скоростью, подчеркивая тем самым, что хотя в действительности она и не достигается, однако в некоторых идеальных условиях ее все же можно было бы получить. Заметим, что речь идет не об абсолютном запасе топлива, а об отношении массы топлива к массе полезного груза и конструкции ракеты. Отсюда следует: чтобы ракета смогла достичь возможно большей скорости полета, ее создатели должны стремиться сделать ракету как можно легче, чтобы возможно большая доля начальной массы приходилась на топливо и полезный груз.

С учетом силы притяжения и сопротивления воздушной среды конечная скорость ракеты определяется выражением:

$$v_{\kappa} = A \cdot u \cdot 2,3 \cdot \lg \frac{M_0}{M_{\kappa}},$$

где A - некоторый коэффициент, больший единицы, $\ln N = 2,3 \lg N$ (N - некоторое число).

У современных ракет относительная масса топлива достигает 90% ее начальной массы. Если 90% массы ракеты приходится на топливо, то это значит, что на все остальное, а именно на полезный груз, органы управления, двигатели, баки

и все прочие элементы конструкции, приходится только 10% полной массы.

Следовательно, оболочка ракеты должна быть очень легкой и вместе с тем достаточно прочной, чтобы выдержать возникающие в полете нагрузки.

Нетрудно подсчитать максимально возможную скорость полета ракеты. Возьмем для примера отношение масс, равное десяти, при скорости истечения газов 3000-3500 м/с. Максимально достижимая скорость соответственно будет 8,05 и 10,35 км/с.

Сила тяги двигателя связана со скоростью истечения газов формулой:

$$F = u \cdot m_{сек},$$

где F - сила тяги (Н);

u - скорость истечения газов (м/с);

$m_{сек}$ - масса, расходуемая в единицу времени (секундный расход массы) (кг/с).

Таким образом, увеличение скорости истечения газов и увеличение скорости расходования рабочего тела повышают силу тяги.

Совершенство двигателя и эффективность его работы характеризуются удельной тягой (удельным импульсом) $I_{уд}$. Удельная тяга - это величина, которая определяется отношением силы тяги к весу топлива, расходуемого в секунду:

$$I_{уд} = \frac{F_{тяги}}{P_{сек}}.$$

Использование веса топлива ведет к очень неудобной размерности, характеризующей ракетный двигатель:

$$I_{уд} = \frac{F_{тяги}}{P_{сек}} = \frac{H}{H/c} = c$$

Полученные секунды никак не связаны с временем работы ракетного двигателя.

Скорость истечения газов из сопла ракетного двигателя зависит от их температуры и молярной массы. Чем выше температура, тем больше скорость. Напротив, продукты сгорания должны иметь как можно меньшую молярную массу: с ее уменьшением скорость истечения возрастает. С этой точки зрения наилучшим горючим считают жидкий водород. Он обладает большой теплотой сгорания (обеспечивает высокую температуру продуктов сгорания) и самой низкой молярной массой из всех веществ, известных на Земле.

Так, если скорость истечения газов взять равной 3500 м/с, тогда двигатель, в котором в каждую секунду сгорает, допустим, 100 кг топлива, разовьет силу тяги $F = 100 \text{ кг} / \text{с} \cdot 3500 \text{ м} / \text{с} = 350000 \text{ Н}$. При этом удельная тяга составит 355 с.

Так как сила тяги современных ракетных двигателей огромна (сотни и тысячи ньютонов), то и запасы топлива необходимы большие.

Циолковский нашел простое, гениальное решение, казалось, неразрешимой задачи - организовать полет так, чтобы уже в полете освободиться от тех частей ракеты, которые стали ненужными. По идее Циолковского, ракета должна состоять из ряда связанных самостоятельных ракет. Этот ракетный поезд работает следующим образом. При взлете включаются двигатели самой мощной I ступени, которая уносит все сооружение на большую высоту и сообщает ему большую скорость. Когда все топливо в этой ступени будет израсходовано, она сбрасывается и в то же мгновение начинают работать двигатели II ступени, которые продолжают увеличивать скорость всего поезда, пока и во II ступени не кончится топливо. После этого она также отделяется и включается двигатель III ступе-

ни, который сообщает оставшейся части ракеты заданную скорость (рис. 2.1) и выводит ее на расчетную высоту.

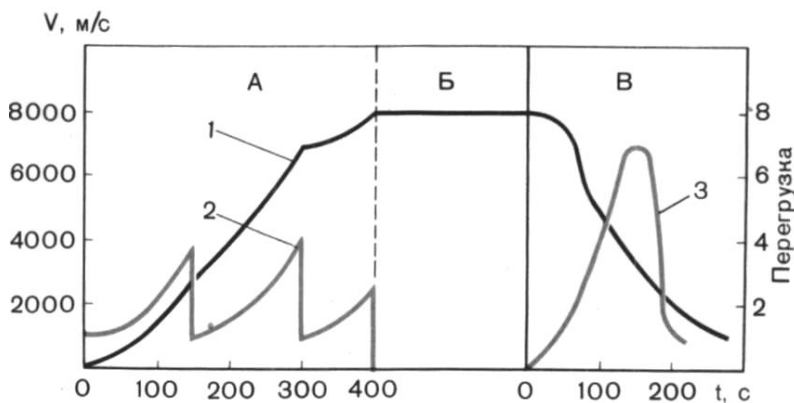


Рис. 2.1. Скорость, ускорение, перегрузка при взлете, посадке трех-ступенчатой ракеты-носителя:

A - взлет; Б - полет по орбите; В - спуск: 1 - график изменения скорости; 2 - зависимость ускорения от времени; 3 - перегрузка при спуске

Для многоступенчатой ракеты формула Циолковского примет следующий вид:

$$v_n = nu \ln(1 + z),$$

где n - число ступеней ракеты.

Если же учитывать действие сил тяжести и сопротивления воздуха, то окончательная формула для скорости, которую приобретает многоступенчатая ракета, будет:

$$v_n = Anu \ln(1 + z).$$

2.2. Космические скорости

По закону всемирного тяготения, открытому Ньютоном, все тела притягиваются друг к другу с силой, модуль которой прямо пропорционален произведению их масс и обратно пропорционален квадрату расстояния между ними. Чем больше масса тела, тем сильнее оно притягивает окружающие предметы. С увеличением расстояния от земной поверхности сила тяжести уменьшается. Так, на расстоянии одного радиуса от поверхности Земли сила тяжести уменьшается в 4 раза, а на расстоянии трех радиусов в 16 раз.

Луна имеет меньшую массу и размеры по сравнению с Землей, поэтому сила притяжения там меньше и составляет $1/6$ земного притяжения. Тело, на которое со стороны Земли действует сила притяжения в 720 Н, будет притягиваться к Луне с силой в 120 Н. На самой большой планете Солнечной системы - Юпитере сила притяжения больше, чем на Земле, в 2,5 раза.

Так как силами тяготения взаимодействуют все тела, то тело, находящееся в поле тяготения Земли, одновременно притягивается и к Луне. Силы, с которыми тела притягиваются к Земле и к Луне, зависят от их расстояния соответственно до Земли и Луны. Поэтому существует точка, где эти силы оказываются одинаковыми по модулю. Она находится примерно на расстоянии 66000 км от Луны (рис. 2.2). При удалении тела на большее расстояние начинает преобладать сила притяжения к Земле, и тело будет падать на Землю.

Чтобы сообщить неподвижному телу некоторую скорость, мы должны его бросить или толкнуть. Чем больше сила толчка, тем больше и скорость тела. Используя кинетическую энергию, приобретенную при разбеге, и упругую силу мышц, спортсмен перепрыгивает через планку, установленную на высоте более двух метров. Пуля, выпущенная из винтовки, преодолевает расстояние в несколько километров, а снаряд из дальнобойного орудия - в несколько десятков километров.

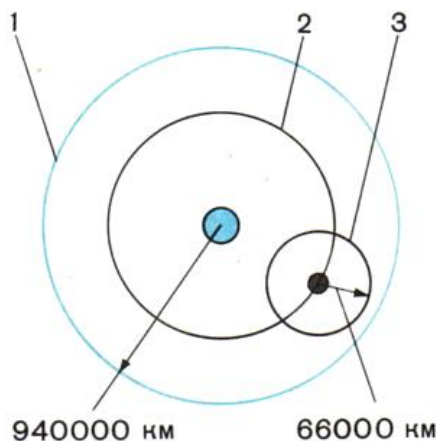


Рис. 2.2. Сфера притяжения Земли:
 1 – граница сфера действия Земли;
 2 – орбита Луны; 3 – сфера действия Луны

А нельзя ли снаряду сообщить такую скорость, чтобы он смог попасть на Луну? Оказывается можно, но только для этого ему нужно сообщить очень большую скорость. А если мы хотим превратить какое-нибудь тело в искусственный спутник Земли (ИСЗ), что для этого надо?

Рассмотрим наиболее простой случай - спутник движется по круговой орбите вблизи поверхности Земли.

Известно, что для равномерного движения тела по окружности с некоторой скоростью v ему должно быть сообщено центростремительное ускорение

$$a = \frac{v^2}{R},$$

где R - радиус орбиты.

Центростремительное ускорение спутнику сообщает сила тяготения Земли

$$F = G \frac{Mm}{R^2}.$$

Здесь $G = 6,67 \cdot 10^{-11} \text{ Н} \cdot \text{м}^2 / \text{кг}^2$ - коэффициент пропорциональности, называемый *гравитационной постоянной*, M - масса Земли, а m - масса спутника.

По второму закону Ньютона ускорение спутника равно:

$$a = \frac{F}{m} = G \frac{M}{R^2}.$$

Следовательно,

$$\frac{v^2}{R} = G \frac{M}{R^2}$$

откуда

$$v = \sqrt{G \frac{M}{R}}.$$

Подставляя численные значения величин ($M \approx 6 \cdot 10^{24} \text{ кг}$, $R = 6,4 \cdot 10^6 \text{ м}$, $G = 6,67 \cdot 10^{-11} \text{ Н} \cdot \text{м}^2 / \text{кг}^2$), получаем:

$$v \approx 7900 \text{ м/с} = 7,9 \text{ км/с}.$$

Это так называемая *круговая* или *первая космическая скорость* (рис. 2.3).

Однако вблизи поверхности Земли двигаться с такой огромной скоростью тела не могут - этому мешает атмосфера. Искусственные спутники Земли и космические корабли выводятся на высоту не менее 150-200 км, где атмосфера настолько разрежена, что позволяет двигаться с космическими скоростями.

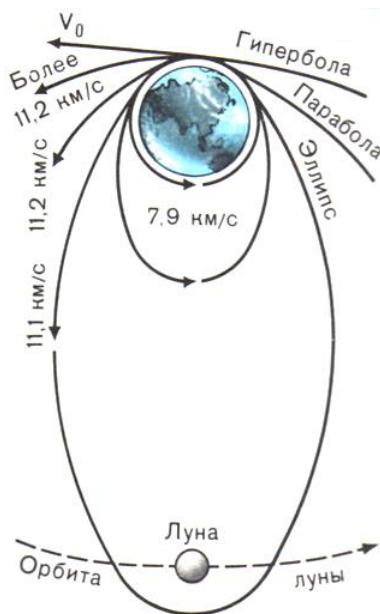


Рис. 2.3. Космические скорости

На высоте 200 км ИСЗ может существовать около 40 суток. Затем начнется быстрое уменьшение скорости полета и потеря высоты. На высоте 300 км время полета спутника составляет около 500 суток, а на высоте 500 км - примерно 50 лет.

Из формулы

$$v = \sqrt{G \frac{M}{R}}$$

видно, что по мере увеличения радиуса орбиты скорость, которую надо сообщить телу, чтобы оно стало ИСЗ, уменьшается. Так, на высоте, равной радиусу Земли, скорость составляет около 5,6 км/с.

Если телу в горизонтальном направлении сообщить скорость, меньшую круговой, то оно не будет двигаться по орби-

те, а упадет на Землю. С увеличением скорости орбита спутника становится все более вытянутой, и, наконец, при скорости около 11,2 км/с тело будет двигаться по незамкнутой траектории - параболе, неограниченно удаляясь от Земли. Это так называемая *вторая космическая скорость*. Имея такую скорость, тело может передвигаться в пределах Солнечной системы. Но вылететь за ее пределы, даже при скорости, равной 11,2 км/с, тело не сможет. Тело попадает в поле тяготения Солнца и превращается в его спутник - искусственную планету.

Можно ли преодолеть силу притяжения Солнца? Сможет ли когда-нибудь космический аппарат уйти за пределы Солнечной системы и улететь в безбрежные дали звездного пространства? Сможет. Но для этого надо будет перешагнуть через так называемую *третью космическую скорость*, равную 16,6 км/с. *Четвертая космическая скорость* - 360 км/с, и о движении с такой скоростью говорится пока только в фантастических рассказах. При этой скорости корабли Земли смогут проститься со своей Галактикой и отправиться к чужим архипелагам.

3. РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

3.1. Классификация ракетных двигателей

Двигатели для космических полетов отличаются от земных тем, что они при возможно меньшей массе и объеме должны вырабатывать как можно большую мощность. Кроме того, к ним предъявляются такие требования, как исключительно высокая эффективность и надежность, значительное время работы.

По виду используемой энергии двигательные установки космических аппаратов подразделяются на четыре типа: *термохимические, ядерные, электрические, плазменные.*

Каждый из указанных типов имеет свои преимущества и недостатки и может применяться в определенных условиях.

В настоящее время космические корабли, орбитальные станции и беспилотные спутники Земли выводятся в космос ракетами, оснащенными мощными термохимическими двигателями. Существуют также миниатюрные двигатели малой силы тяги. Это уменьшенная копия мощных двигателей. Некоторые из них могут уместиться на ладони. Сила тяги таких двигателей очень мала, но и ее бывает достаточно, чтобы управлять положением корабля в пространстве.

Ядерные ракетные двигатели (ЯРД) еще находятся на стадии развития, но, очевидно, найдут самое широкое применение на межпланетных космических кораблях. То же самое можно сказать и об электрических и солнечно-парусных двигателях - это тоже перспективные и экономичные силовые установки для путешествий к далеким мирам.

3.1.1. Термохимические ракетные двигатели

Из повседневной практики известно, что в двигателе внутреннего сгорания, топке парового котла - всюду, где происходит сгорание, самое активное участие принимает атмосферный кислород. Без него нет горения. В космическом про-

странстве воздуха нет, а для работы ракетных двигателей в космическом пространстве необходимо иметь два компонента - горючее и окислитель.

В жидкостных термохимических ракетных двигателях в качестве горючего используется спирт, керосин, бензин, анилин, гидразин, диметилгидразин, жидкий водород, а в качестве окислителя - жидкий кислород, пероксид водорода, азотная кислота, жидкий фтор.

Горючее и окислитель для ЖРД хранятся отдельно, в специальных баках и с помощью насосов подаются в камеру сгорания, где при их соединении развивается температура до 3000-4500°C.

Продукты сгорания, расширяясь, приобретают скорость 2500-4500 м/с. Отталкиваясь от корпуса двигателя, они создают реактивную тягу. При этом, чем больше масса и скорость истечения газов, тем больше сила тяги двигателя.

Насосы подают топливо к головке двигателя, в которой смонтировано большое число форсунок: через одни из них в камеру впрыскивается окислитель, через другие - горючее (рис. 3.1).

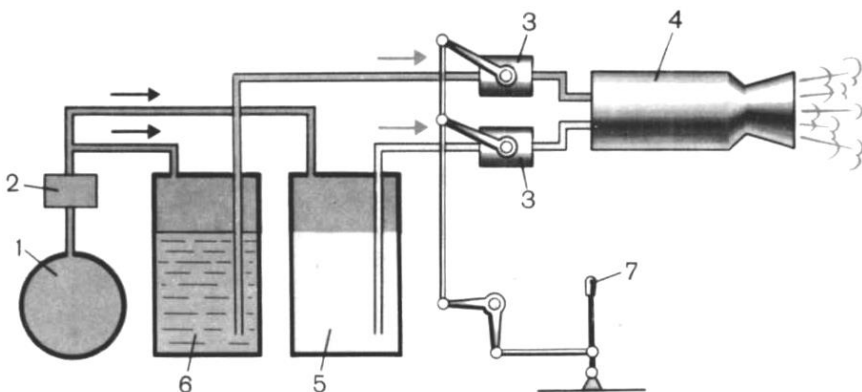


Рис. 3.1. Схема жидкостно-реактивного двигателя с баллонной подачей топлива:

- 1 - баллон со сжатым газом; 2 - редуктор; 3 - регулятор подачи;
- 4 - камера сгорания; 5 - окислитель; 6 - горючее; 7 - ручка управления

В любой машине при сгорании топлива образуются большие тепловые потоки, нагревающие стенки двигателя. Если не охлаждать стенки камеры, то она быстро прогорит, из какого бы материала она ни была сделана. ЖРД, как правило, охлаждают одним из компонентов топлива. Для этого камеру делают двухстеночной. В зазоре между стенками протекает холодный компонент топлива.

Большую силу тяги создает двигатель, работающий на жидком кислороде и жидком водороде. В реактивной струе этого двигателя газы мчатся со скоростью немногим больше 4 км/с. Температура этой струи около 3000°C, и состоит она из перегретого водяного пара, который образуется при сгорании водорода и кислорода. Основные данные типичных топлив для ЖРД приведены в таблице.

Окислитель	Горючее	Плотность, кг/м ³	Удельная тяга, с	Удельная теплота сгорания, кДж/кг
Азотная кислота	Керосин	1,36	235	6 100
Жидкий кислород	Керосин	1,0	275	9 200
Жидкий кислород	Жидкий водород	0,25	340	13 400
Жидкий кислород	Диметилгидразин	1,02	285	9 200
Жидкий фтор	Гидразин	1,32	345	9 350

Но у кислорода наряду с рядом достоинств есть и один недостаток - при нормальной температуре он представляет собой газ. Понятно, что применять в ракете газообразный кислород нельзя, ведь в этом случае пришлось бы его хранить под большим давлением в массивных баллонах. Поэтому уже Циолковский, первый предложивший кислород в качестве компонента ракетного топлива, говорил о жидком кислороде.

Чтобы превратить кислород в жидкость, его нужно охладить до температуры -183°C. Однако сжиженный кислород легко и быстро испаряется, даже если его хранить в специаль-

ных теплоизолированных сосудах. Поэтому нельзя, например, долго держать снаряженной ракету, двигатель которой работает на жидком кислороде. Приходится заправлять кислородный бак такой ракеты непосредственно перед пуском.

Азотная кислота не обладает таким недостатком и поэтому является «сохраняющимся» окислителем. Этим объясняется ее прочное положение в ракетной технике, несмотря на существенно меньшую силу тяги, которую она обеспечивает.

Использование наиболее сильного из всех известных химии окислителей - фтора позволит существенно увеличить эффективность ЖРД. Правда, жидкий фтор неудобен в эксплуатации из-за ядовитости и низкой температуры кипения (-188°C). Но это не останавливает ракетчиков: экспериментальные двигатели на фторе уже существуют.

Ф. А. Цандер предложил использовать в качестве горючего легкие металлы - литий, бериллий и др., в особенности как добавку к обычному топливу, например водородно-кислородному. Подобные «тройные композиции» способны обеспечить наибольшую возможную для химических топлив скорость истечения до 5 км/с. Но это уже, вероятно, предел ресурсов химии. Большого она практически сделать пока не может.

Хотя мы и начали рассказ с ЖРД, нужно сказать, что первым был создан термохимический ракетный двигатель на твердом топливе - РДТТ.

Топливо - специальный порох - находится здесь непосредственно в камере сгорания. Камера с реактивным соплом - вот и вся конструкция (рис. 3.2).

Ракетные двигатели на твердом топливе имеют много преимуществ перед двигателями на жидком топливе: они просты в изготовлении, длительное время могут храниться, всегда готовы к действию, взрывобезопасны. Но по удельной тяге твердотопливные двигатели на 10-30% уступают жидкостным.

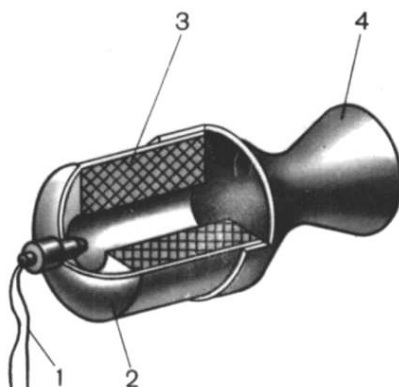


Рис. 3.2. Схема термохимического двигателя на твердом топливе:
1 - воспламенитель; 2 - стенка камеры;
3 - твердое топливо; 4 - сопло

3.1.2. Ядерные ракетные двигатели

Один из основных недостатков ракетных двигателей, работающих на жидком топливе, связан с ограниченной скоростью истечения газов. В ЯРД представляется возможным использовать колоссальную энергию, выделяющуюся при разложении ядерного «горючего», для нагревания рабочего вещества.

Принцип действия ЯРД почти не отличается от принципа действия термохимических двигателей. Разница заключается в том, что рабочее тело нагревается не за счет своей собственной химической энергии, а за счет «посторонней» энергии, выделяющейся при внутриядерной реакции. Рабочее тело пропускается через ядерный реактор, в котором происходит реакция деления атомных ядер (например, урана), и при этом нагревается.

У ЯРД отпадает необходимость в окислителе и поэтому может быть использована только одна жидкость.

В качестве рабочего тела целесообразно применять вещества, позволяющие двигателю развивать большую силу тяги.

Этому условию наиболее полно удовлетворяет водород, затем следует аммиак, гидразин и вода.

Процессы, при которых выделяется ядерная энергия, подразделяют на радиоактивные превращения, реакции деления тяжелых ядер, реакции синтеза легких ядер.

Радиоизотопные превращения реализуются в так называемых изотопных источниках энергии. Удельная массовая энергия (энергия, которую может выделить вещество массой 1 кг) искусственных радиоактивных изотопов значительно выше, чем химических топлив. Так, для ^{210}Po она равна $5 \cdot 10^8$ кДж/кг, в то время как для наиболее энергопроизводительного химического топлива (бериллий с кислородом) это значение не превышает $3 \cdot 10^4$ кДж/кг.

К сожалению, подобные двигатели применять на космических ракетах-носителях пока нерационально. Причина этого - высокая стоимость изотопного вещества и трудности эксплуатации. Ведь изотоп выделяет энергию постоянно, даже при его транспортировке в специальном контейнере, при стоянке ракеты на старте.

В ядерных реакторах используется более энергопроизводительное топливо. Так, удельная массовая энергия ^{235}U (делящегося изотопа урана) равна $6,75 \cdot 10^9$ кДж/кг, т. е. примерно на порядок выше, чем у изотопа ^{210}Po . Эти двигатели можно «включать» и «выключать», ядерное горючее (^{233}U , ^{235}U , ^{238}U , ^{239}Pu) значительно дешевле изотопного. У таких двигателей в качестве рабочего тела может применяться не только вода, но и более эффективные рабочие вещества - спирт, аммиак, жидкий водород. Удельная тяга двигателя с жидким водородом равна 900 с.

Простейшая схема ЯРД с реактором, работающим на твердом ядерном горючем, показана на рис. 3.3. Рабочее тело помещено в баке. Насос подает его в камеру двигателя. Распыляясь с помощью форсунок, рабочее тело вступает в контакт с тепловыделяющим ядерным горючим, нагревается, расширяется и с большой скоростью выбрасывается через сопло наружу. Ядерное горючее по запасу энергии превосходит любой

другой вид топлива. Так почему же установки на этом горючем имеют все-таки сравнительно небольшую удельную тягу и большую массу? Дело в том, что удельная тяга твердофазного ЯРД ограничена температурой делящегося вещества, а энергетическая установка при работе испускает сильное ионизирующее излучение, оказывающее вредное действие на живые организмы.

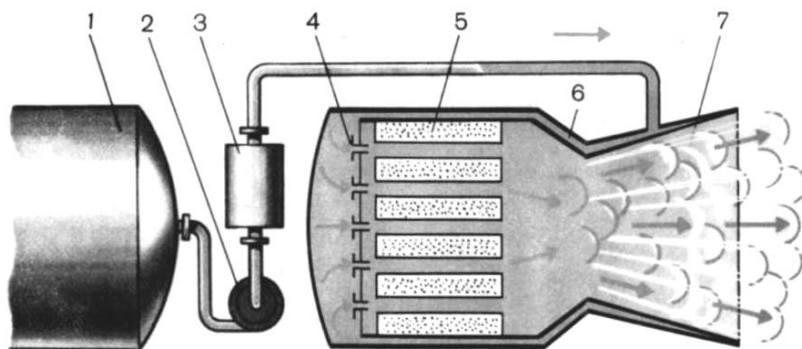


Рис. 3.3. Схема ядерного ракетного двигателя:

1 - бак с жидким рабочим телом; 2 - насос; 3 - регулятор подачи; 4 - форсунки для распыления рабочего тела; 5 - ядерное горючее; 6 - охлаждающий тракт; 7 - сопло

В земных условиях атомный реактор, являющийся главной частью атомных электростанций, окружают толстыми бетонными стенами. Конечно, такой вид защиты не пригоден на космических летательных аппаратах (КЛА).

Какая же защита экипажа от проникающей радиации, возникающей при работе атомного реактора, возможна на КЛА? По-видимому, ядерная энергетическая установка во время работы должна находиться не на борту, а на некотором отдалении от аппарата.

При такой схеме нейтроны и гамма-лучи будут рассеиваться в космическом пространстве, минуя корпус КЛА, но все же какая-то часть излучения будет попадать в помещение, где

находятся люди, и от нее также нужна защита в виде экранов из металлических пластин. Но толщина - это масса, а увеличение массы для космических объектов очень нежелательно.

Экраном, защищающим человека от потока заряженных частиц и гамма-лучей, может служить свинец. Взаимодействуя с атомами свинца, эти излучения быстро поглощаются. Но для нейтронов даже толстые свинцовые стены не преграда. Зато эти частицы очень сильно поглощаются ядрами атомов некоторых элементов: кадмия, гафния, гадолия. Тонкая пластинка из этих металлов преграждает путь почти всем нейтронам.

Практические разработки ЯРД, использующих твердое ядерное горючее, были начаты в середине 50-х гг., т. е. одновременно с введением в строй первых атомных электростанций.

Существуют и более экзотические проекты ядерных ракетных двигателей, в которых делящееся вещество находится в жидком, газообразном или даже плазменном состоянии, однако реализация подобных логически возможных конструкций при современном уровне техники встречает значительные трудности.

3.1.3. Электрические ракетные двигатели

Итак, для вывода на орбиту космической ракеты необходимы двигатели, развивающие огромную силу тяги. Совсем другое дело - двигательные установки для уже выведенных на орбиту космических аппаратов. Здесь, как правило, нужны двигатели малой мощности (несколько киловатт и даже ватт). Пожалуй, наиболее универсальными и простыми двигателями, удовлетворяющими этим требованиям, являются электрические ракетные двигатели (ЭРД).

В основу всякого реактивного движения заложен некоторый процесс ускорения вещества (рабочего тела) с последующим его истечением. Здесь разгон рабочего тела до определенной скорости производится за счет электрической энергии.

Необходимая энергия поступает от бортового источника (панелей солнечных батарей, атомной электростанции).

Схемы разрабатываемых электрических двигателей разнообразны. Также различны способы нагревания тела.

На рис. 3.4 показана схема двигателя, у которого нагрев производится с помощью электрической дуги. Электродуговой двигатель надежен в работе, выдерживает большое число включений.

Нагретое до высокой температуры рабочее тело (водород) превращается в плазму - электрически нейтральную смесь положительных ионов и электронов. При лабораторных испытаниях электродуговых двигателей достигнута скорость истечения 15-20 км/с. Если удастся осуществить магнитную изоляцию плазмы от стенок камеры, то температуру плазмы можно будет значительно увеличить и скорость истечения довести до 100 км/с.

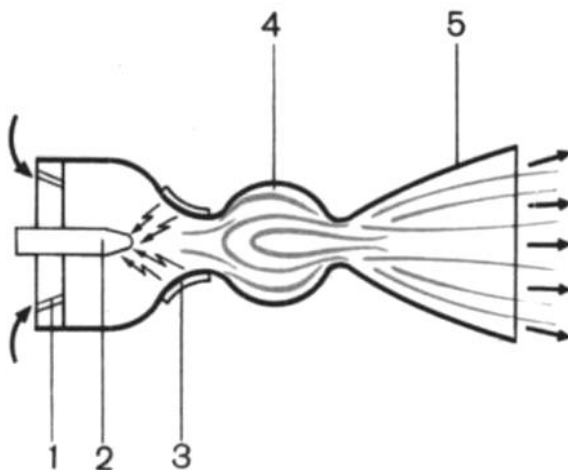


Рис. 3.4. Схема электродугового ракетного двигателя:

- 1 - впуск рабочего газа; 2 - катод; 3 - анод;
- 4 - регулировочная камера; 5 - сопло

Первый ЭРД был разработан в 1929-1933 гг. в Советском Союзе под руководством В. П. Глушко в знаменитой газодинамической лаборатории (ГДЛ). Своим рождением он на треть века опередил ход развития науки и техники.

3.1.4. Плазменные ракетные двигатели

Плазменный двигатель (далее ПД) - ракетный двигатель, в котором рабочее тело ускоряется, находясь в состоянии плазмы. Скорости истечения рабочего тела, достижимые в ПД, существенно выше скоростей, предельных для обычных газодинамических (химических или тепловых) двигателей. Увеличение скорости истечения позволяет получать данную тягу при меньшем расходе рабочего тела, что облегчает массу ракетной системы.

Существует множество типов плазменных двигателей. В настоящее время наиболее широкое распространение - в качестве двигателей для поддержания точек стояния геостационарных спутников связи - получили СПД (стационарные плазменные двигатели), идея которых была предложена А.И. Морозовым в 1960-х гг. Первые лётные испытания состоялись в 1968 г. Плазменные двигатели не следует путать с ионными. ПД не предназначен для вывода грузов на орбиту, он может эффективно работать только в вакууме.

Принцип работы заключается в том, что нейтральный газ, обычно водород (азот), подается в передний отсек и ионизируется. Образующаяся плазма разогревается электромагнитным полем в центральной камере посредством ионного циклотронного резонансного нагрева. В ходе этого процесса радиоволны передают свою энергию плазме, нагревая ее, подобно тому, как это происходит в микроволновой печи. После нагревания плазма направляется магнитным полем в последний отсек для создания модулированной тяги. Последний отсек - это магнитное сопло, преобразующее энергию плазмы в скорость истечения струи, обеспечивающее при этом защиту конструкции и эффективный выход плазмы из магнитного поля.

3.2. Основные этапы современного двигателестроения

После решения первой задачи - осуществления запуска необходимо было провести исследования условий функционирования ИСЗ в околоземном пространстве. Эти задачи определяют первый этап освоения космического пространства, и их решение занимает период с 1955 г. по 1958 г. В ходе решения задач этапа первого необходимо было построить модель атмосферы, теплового, радиационного и геомагнитного поля Земли, распределения метеоритных потоков.

В ходе решения задач первого этапа оценивались возможности энергии Солнца для продления функционирования бортовых химических источников питания и создания систем электропитания с использованием солнечных батарей.

В этот период создавались методы и аппаратура наблюдения с ИСЗ, решались задачи определения координат ИСЗ в полете, создание методов прогнозирования траектории спутника.

Одной из основных задач на этом этапе была разработка принципов организации устойчивой связи наземных пунктов управления и сбора информации с бортовой аппаратурой спутника. То есть на первом этапе решались задачи обеспечения функционирования спутника и его систем, для решения этих задач использовалась самая разнообразная аппаратура, и оборудование. Однако для использования минимального комплекта оборудования, систем управления и обеспечения работы ИСЗ необходимо было иметь возможность вывода в космос 1,8–2,5 т полезной нагрузки.

На втором этапе освоения космоса 1956-1964 гг. решались задачи определения возможности существования биологических объектов на всех этапах космического полета. При создании космических объектов с экипажем необходимо было решить вопрос возвращения космического корабля (КК) или его части на землю в заданный район и разработать системы обеспечения безопасности членов экипажа на всех этапах подготовки к пуску, во время пуска и полета КК.

Для этого необходимо было разработать системы энергообеспечения членов экипажа при работе на борту КК, создать устройства ручного управления функционированием КК и его систем в случае, возникновения аварийных ситуаций. Для создания одноместного КК со сроком функционирования космонавта на орбите до 1 месяца необходимо было иметь возможность вывода в космос полезной нагрузки 3,5-4,5 т.

На третьем этапе основания космоса обрабатывались практические задачи для решения народнохозяйственных и военных вопросов. К ним относятся задачи геодезического обеспечения, навигации, метеорологии, глобальной связи, в том числе с использованием стационарной орбиты, предупреждение о запуске межконтинентальной баллистической ракеты (МБР) разведки различных видов. Все эти задачи решались с помощью автоматических ИСЗ с передачей информации по радиоканалам и сбросом капсул с видеоинформацией на Землю, а так же с использованием комических кораблей кратковременного существования с экипажем в несколько человек. При запуске последних обрабатывались принципы создания космических станций длительного существования. Для решения этих задач масса полезной нагрузки ракеты-носителя должна была быть увеличена до 4,4-5,5 т.

С начала 70-х годов начался очередной этап освоения Космоса. Во-первых, развернулась борьба за приоритеты исследования и освоения Луны и ближайших планет Солнечной системы с помощью автоматических межпланетных станций (АМС), которые должны были поднять научно-технический и политический престиж страны. Во-вторых, начались работы по созданию оружия для борьбы в космосе как с МБР запускаемыми с Земли, так и с ИСЗ, находящимися на орбите. Начали разрабатываться принципы такой борьбы, для которой потребовалось приступить к созданию не только средств поражения на борту ИСЗ, но и ракеты-носителя (РН) высокой готовности к пуску для оперативного вывода космических объектов, имеющих на борту оружие, заменяющих уничтоженные объ-

екты или усиливающих группировку боевых объектов в космосе.

Для решения этих задач потребовалось выводить на низкие орбиты полезную нагрузку в 10-12 т, создать ракеты-носители на топливе длительного хранения.

Главной целью следующего этапа была организация экспедиции на Луну. Для этого необходимо было создать уникальный космический корабль, обладающий высокой надежностью и обеспечивающий доставку на орбиту вокруг Луны 2-3 космонавтов, посадку 1-2 космонавтов на поверхность Луны в заданном районе, кратковременное пребывание на Луне, взлет и стыковку с орбитальным блоком, отлет к Земле и посадку на Земле. Масса лунного космического корабля для посадки на Луну на промежуточной геоцентрической орбите высотой 180-200 км должна была быть не менее 90-100 т.

Для обеспечения полета неоднократно отрабатывалась перестыковка в космосе, работа систем космического лунного корабля на всех этапах полета, управление полетом: необходимо было обеспечить тренировку космонавтов и, по возможности, совершить облет Луны в космическом корабле с экипажем без посадки. Для этого можно было ограничиться массой полезной нагрузки, выводимой на промежуточную орбиту до 20-40 т.

В конце 70-х и в начале 80-х гг. на основе опыта проведения таких сложных операций, как полет на Луну, были начаты работы по созданию на околоземных орбитах крупных долговременных орбитальных станций (ДОС) с экипажем, отработка задач сборки таких станций, и ремонт их на орбите, оснащение, обеспечение расходными материалами, топливом, продовольствием, смена экипажа. Время пребывания на орбите экипажа увеличивалось до 1/2 - 1 года, число членов экипажа - до 3, а кратковременно - до 6 человек. Масса отдельного модуля станции достигала 20 т.

В развитии этого этапа в 80-х г. определились задачи, которые должны решать экипажи ДОС. Условия невесомости позволяют проводить технологические эксперименты по полу-

чению уникальных материалов и организовывать их промышленное производство; созданию особо чистых лекарственных препаратов и др.; проводить биологические эксперименты, вести астрономические наблюдения без помех атмосферы, выполнять задачи оперативного мониторинга земной поверхности, облачного покрова и решать другие научно-технические и народно-хозяйственные задачи. Кроме того, на борту ДОС могут быть размещены средства борьбы в космосе, т.е. могут решаться военные задачи. Массы модулей с универсальным экспериментальным оборудованием могут достигать нескольких десятков тонн, а для их обеспечения могут потребоваться корабли снабжения массой в десятки тонн. Кроме того, такие станции могут быть использованы как промежуточные базы для организации дальних экспедиций в космосе, в том числе, экспедиции облета и поселения планет Солнечной системы.

Таким образом, для решения задач каждого этапа требуются ракеты-носители различной размерности, создание которых и соответствие с требованиями каждого этапа рассматриваются в дальнейшем.

3.3. Двигатели, разработанные в КБ химавтоматики

Конструкторское бюро химавтоматики (КБХА), начав свою деятельность в 1941 г. с разработки агрегатов для боевых самолетов в период Великой Отечественной войны, стало разработчиком ЖРД самого высокого технического уровня, известным в нашей стране и за рубежом.

Предприятие Федерального космического агентства, КБХА является одним из мировых лидеров по созданию жидкостных ракетных двигателей и энергетических установок для различных видов ракетной техники оборонного, научного и народнохозяйственного назначения.

КБХА создало около 60 образцов ЖРД на разных топливах для различных условий применения, 30 из которых доведено до серийного производства [4]. Часть из них не имеет мировых аналогов.

На ранней стадии создания ракетно-космической техники, используя свой опыт разработки ЖРД для самолетов и зенитных управляемых ракет, КБХА создало целый ряд двигателей для ракет-носителей С.П. Королева («Луна», «Восток», «Молния», «Восход», «Союз»). За этим последовали разработки целого ряда более совершенных и мощных ЖРД для ракеты-носителя «Протон» и ракет стратегического назначения сухопутного и морского базирования – РС-10, РС-18, РС-20, РСМ-54, разработанных в КБ генеральных конструкторов В.Н. Челомея, М.К. Янгеля, В.Ф. Уткина, В.П. Макеева.

Каждый вновь созданный ЖРД отличался от предыдущего удобством в эксплуатации и лучшими энергомассовыми характеристиками.

На предприятии создан единственный в стране ядерный ракетный двигатель, который, несомненно, найдет применение в будущих полетах к планетам Солнечной системы, а также мощный газодинамический лазер.

Большим успехом в деятельности предприятия явилась разработка самого мощного в стране однокамерного кислородно-водородного ЖРД РД0120 тягой 2000 кН, используемого в качестве маршевого двигателя второй ступени универсального многоразового ракетно-космического комплекса «Энергия-Буран».

Значительное количество двигателей КБХА успешно эксплуатируется в настоящее время. В них заложен определенный стиль работы КБХА: энергомассовое совершенство, высокий уровень параметров, простота эксплуатации, надежность.

Пуски ракет различного назначения обеспечили ЖРД разработки КБХА, изготовленные на опытном заводе КБХА, Воронежском механическом заводе, Пермском моторостроительном заводе им. Я.М. Свердлова, Пермском агрегатном заводе им. М.И. Калинина, Ленинградском заводе «Красный Октябрь», Уфимском моторостроительном заводе, Усть-Катавском вагоностроительном заводе, Красноярском машиностроительном заводе.

РД0101 / РД0102

Предназначены для использования в качестве дополнительных автономных силовых установок самолетов, запускаемых в полете.

РД0101: самолет Е-50А; тяга 39,2 кН (4.0 тс), компоненты топлива - этиловый спирт и жидкий кислород.

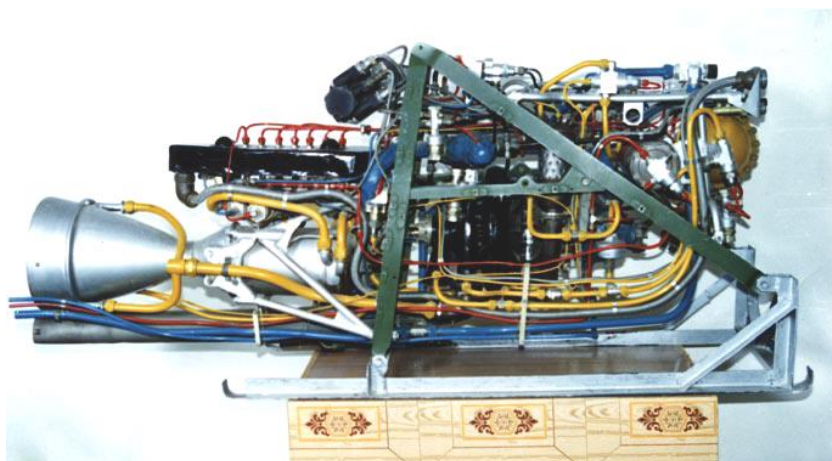
РД0102: самолет Як-27; тяга 39,2 кН (4.0 тс), компоненты топлива - керосин и жидкий кислород.



Е-50А

Отработка этих ЖРД позволила решить ряд новых технических проблем: электрозажигание с помощью авиасвечей, многократное включение, многократное использование, большой ресурс работы (до 3 часов). Двигатели успешно прошли стендовые испытания, но оказались невостребованными в связи с тем, что в этот период было отдано предпочтение разработке и принятию на вооружение зенитных управляемых ракет вместо самолетов с комбинированными силовыми установками.

Ведущий конструктор – Поздняков Л.А.



РД0102

РД0200 / РД0201

Жидкостные ракетные двигатели на самовоспламеняющихся компонентах топлива (окислитель АК-27И и горючее ТГ-02) предназначены для маршевых ступеней зенитных управляемых ракет (ЗУР).



РД0200



РД0201

РД0200: вторая ступень ЗУР 5В11; тяга 59-5,9 кН (6,0-0,6 тс).

РД0201: третья ступень ЗУР 1100В; тяга 59-28 кН (6,0-2,85 тс).

Двигатели прошли стендовые испытания, а двигатель РД0200 успешно прошел летные испытания и изготавливался серийно.

Ведущий конструктор РД0200 – Голубев А.А.

Ведущий конструктор РД0201 – Поздняков Л.А.

РД0106

Кислородно-керосиновый ЖРД РД0106 предназначен для второй ступени («блок Б») боевой стратегической ракеты второго поколения Р-9.

Прошел полный цикл отработки, изготавливался серийно и находился в эксплуатации в составе ракеты.

Ведущий конструктор – Гершкович Я.И.



РД0106



Р-9А

РД0203 / РД0204 / РД0205

Предназначены для боевой стратегической ракеты УР-200:

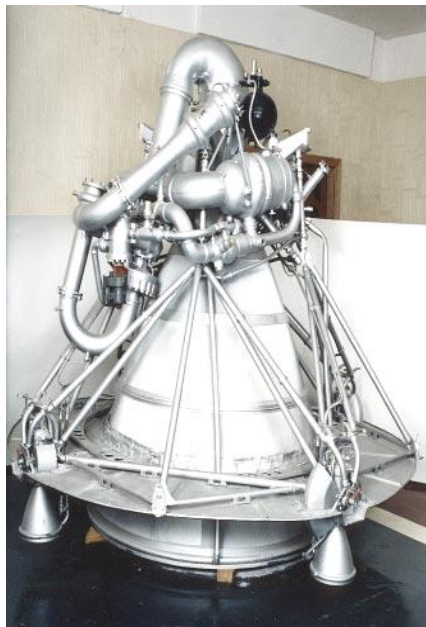
РД0203 и РД0204 - для первой ступени, РД0205 - для второй ступени (состоит из основного РД0206 и рулевого РД0207).

РД0203, РД0204 и РД0205 - жидкостные ракетные двигатели на высококипящих компонентах топлива (несимметричный диметилгидразин и азотный тетраоксид).

Двигатели РД0203, РД0204 и РД0206 выполнены по схеме с дожиганием генераторного газа. Применение этой схемы позволило увеличить давление в камере более чем в 2 раза до 15 МПа (вместо 7 МПа в двигателях открытых схем) и исключить потери удельного импульса тяги на привод турбины турбонасосного агрегата.



РД0203



РД0205

РД0207 выполнен по открытой схеме. Двигатели прошли полный цикл стендовой обработки, частично летные испытания и послужили прототипом двигателей II и III ступени ракеты-носителя "Протон".

Ведущий конструктор РД0203 и РД0204 – Козелков В.П.
Ведущий конструктор РД0205 – Поздняков Л.А.

РД0216 /РД0217

Жидкостные ракетные двигатели с бесстартерным запуском РД0216 и РД0217 предназначены для первой ступени боевой ракеты РС-10 (SS-11). Двигатели прошли полный цикл обработки, изготавливались серийно и длительное время находились в эксплуатации в составе ракеты.

Ведущий конструктор –
Кошельников В.П.



РД0216

РД0233 / РД0234

РД0233 и РД0234, жидкостные ракетные двигатели с более высоким давлением в камере сгорания, предназначены для первой ступени боевой ракеты РС-18 (SS-19).

Двигатели прошли полный цикл отработки, изготавливались серийно и находятся в эксплуатации в составе ракеты.

Главный конструктор —
Козелков В.П.
Ведущий конструктор —
Ежов В.А.



РД0233



РС-18

РД0235 / РД0236

Предназначены для второй ступени боевой ракеты РС-18. РД0235 - основной двигатель. Выполнен по замкнутой схеме. Разработан на базе ЖРД РД0216 и отличается от него схемно-конструктивными и технологическими особенностями, повышающими его надежность.

РД0236 - рулевой двигатель. Выполнен по открытой схеме.

Двигатели прошли полный цикл отработки, изготавливались серийно и находятся в эксплуатации в составе ракеты.

Главный конструктор – Козелков В.П.

Ведущий конструктор – Гарманов Ю.А.



РД0235 и РД0236

РД0237

РД0237 - жидкостный ракетный двигатель с вытеснительной системой подачи, оригинальной конструктивной особенностью которого является узел поворота, позволяющий осуществить качание камеры сгорания на угол 45° . Предназначен для третьей ступени ракеты РС-18.

Двигатель прошел полный цикл отработки, изготавливался серийно и находится в эксплуатации в составе ракеты.

Главный конструктор – Козелков В.П.

Ведущий конструктор – Бородин В.М.



РД0237

РД0228

РД0228 - жидкостный ракетный двигатель разработан на базе ЖРД РД0212 для третьей ступени РН "Протон", однако, по сравнению с ним более мощный и отличается условиями эксплуатации в составе ступени.

Предназначен для второй ступени мощной боевой ракеты РС-20 (SS-18 mod.1).

Двигатель прошел полный цикл отработки, изготавливался серийно и находится в эксплуатации в составе ракеты.



РД0228

Ведущий конструктор – Гершкович Я.И.

РД0255

РД0255 предназначен для второй ступени самой мощной боевой ракеты РС-20 (SS-18, mod.4).

В основе разработки двигателя положены конструктивные, технологические и эксплуатационные характеристики двигателя РД0228.

Основная часть двигателя размещается в баке горючего.

Двигатель прошел полный цикл отработки, изготавливался серийно и находится в эксплуатации в составе ракеты.

Ведущие конструкторы –
Пилипенко В.П., Сверчков Ю.Н.



РД0255



Р-36М УТТХ (РС-20)

РД0243

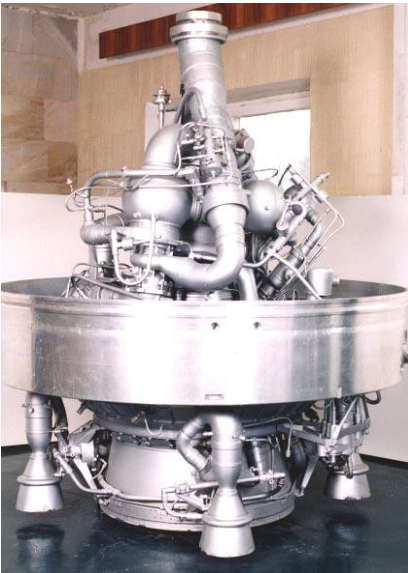
РД0243 предназначен для первой ступени боевой ракеты морского базирования РСМ-54 (SS-N-23).

По своим энергомассовым характеристикам является наиболее совершенным из всех существующих двигателей данного класса.

Двигатель прошел полный цикл отработки, изготавливается серийно и находится в эксплуатации в составе ракеты.

Главный конструктор – Козелков В.П.

Ведущий конструктор – Ежов В.А.



РД0243



РН «Волна» / Р-29РМ (РСМ-54)

РД0105

РД0105 - жидкостный кислородно-керосиновый двигатель, выполнен по открытой схеме, включает в себя камеру сгорания, турбонасосный агрегат, газогенератор, агрегаты регулирования и управления, агрегаты наддува баков ракеты, газовые дроссели для подачи генераторного газа после турбины

на рулевые сопла ступени ракеты, пиросредства для раскрутки турбины ТНА, воспламенения топлива при запуске двигателя и срабатывания агрегатов управления.

Предназначен для третьей ступени (блок "Е") ракеты-носителя "Луна".

Применение двигателя позволило увеличить массу искусственного спутника Земли с 1400 до 4500 кг, достигнуть второй космической скорости и впервые осуществить доставку объекта на Луну, ее облет и фотографирование ее обратной стороны.

Разработка двигателя обеспечила решение ряда принципиально новых технических задач:

- отработку метода обеспечения надежного запуска в пустоте;
- отработку и внедрение газогенератора, работающего на основных компонентах топлива двигателя;
- применение способа наддува топливных баков ступени ракеты газами, вырабатываемыми в специальных агрегатах двигателя из основных компонентов топлива.

Компоненты топлива - керосин и жидкий кислород

$P_{п} = 49,5 \text{ кН (5,0 тс)}$

$I_{п} = 3100 \text{ м/с}$

$p_{к} = 4,5 \text{ МПа}$

$t = 454 \text{ с}$

$M_{дв.} = 130 \text{ кг}$

$h_{дв.} = 1620 \text{ мм}$

$D_{дв.} = 1100 \text{ мм}$

Ведущий конструктор –
Кошельников В.П.



РД0105

РД0107 / РД0108

Жидкостные кислородно-керосиновые двигатели РД0107 и РД0108 разработаны на базе двигателя РД0106.

Предназначены для третьих ступеней (блок "И") РН "Молния" и "Восход".

Четырехкамерные двигатели с одним ТНА выполнены по открытой схеме. В состав двигателей входят: газогенератор, агрегаты наддува баков ракеты, четыре рулевых сопла, пиро-средства для раскрутки турбины ТНА, воспламенения топлива при запуске двигателей и срабатывания агрегатов управления. Запуск осуществляется через предварительную ступень тяги.

См. характеристики в РД0110.

Применение двигателей РД0107 и РД0108 позволило увеличить массу выводимых объектов на околоземную орбиту до 7000 кг.

Ведущий конструктор – Гершкович Я.И.

РД0110

РД0110, разработанный на базе ЖРД РД0108, предназначен для третьей ступени (блок "И") РН "Союз".

Основные характеристики РД0110 (РД0107, РД0108):

Компоненты топлива - керосин и жидкий кислород

$P_n = 298 \text{ кН (30,4 тс)}$

$I_n = 3195 \text{ м/с}$

$p_k = 6,8 \text{ МПа}$

$t = 240 \text{ с}$

$M_{\text{дв.}} = 410 \text{ кг}$

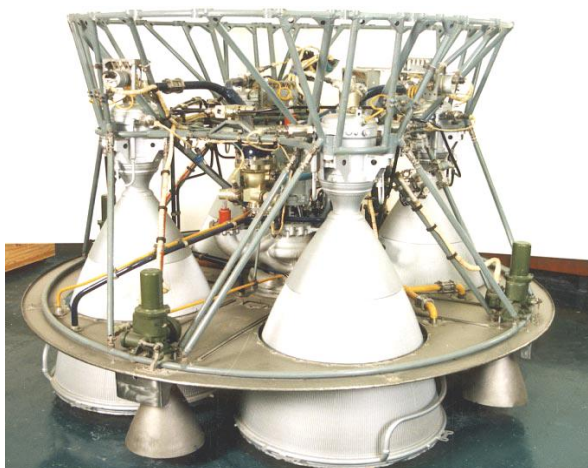
$h_{\text{дв.}} = 1575 \text{ мм}$

$D_{\text{дв.}} = 2240 \text{ мм}$

Ведущий конструктор –
Гершкович Я.И.



РН «Союз»



РД0110

РД0109

РД0109 разработан на базе двигателя РД0105 и является более совершенным и надежным. Предназначен для третьей ступени (блок "Е") РН "Восток". Двигатель имеет меньшую массу, больший удельный импульс тяги за счет новой, экономичной, меньшей массы камеры сгорания с открытым гофром (без наружной оболочки) на значительной части высотного сопла и применения в смесительной головке двухкомпонентных форсунок.

Компоненты топлива - керосин и жидкий кислород

$$P_{п} = 54,5 \text{ кН (5,5 тс)}$$

$$I_{п} = 3170 \text{ м/с}$$

$$p_{к} = 5 \text{ МПа}$$

$$t = 430 \text{ с}$$

$$M_{дв.} = 121 \text{ кг}$$

$$h_{дв.} = 1555 \text{ мм}$$

$$D_{дв.} = 1100 \text{ мм}$$

Ведущий конструктор - Котельников В.П.



РН «Восток»



РД0109

РД0124

РД0124 предназначен для третьей ступени РН "Союз-2" для замены двигателя РД0110. Новый ЖРД имеет практически одинаковые габаритно-стыковочные размеры и массовые характеристики с прежним двигателем, но отличается более высокими параметрами, находящимися на уровне лучших разработок ЖРД данного класса.

Спроектирован по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа и имеет больший удельный импульс тяги, что позволяет выводить на орбиту большие по массе (на 950 кг) полезные грузы, а также обеспечивать запуски РН "Союз-2" с космодромов, расположенных севернее Байконура.

Двигатель РД0124 включает в себя четыре камеры сгорания, газогенератор, систему подачи компонентов топлива (ТНА, бустерные насосные агрегаты горючего и окислителя), систему запуска и выключения, систему регулирования и

управления, систему наддува баков ракеты, систему подачи горючего к рулевым машинам.

Воспламенение топлива при запуске обеспечивается пусковым горючим. Управление агрегатами автоматики производится пиросредствами, ракетносителем в полете - отклонением камер, каждой в одной плоскости. С 1996 г. успешно ведутся огневые доводные испытания.

Компоненты топлива
- керосин и жидкий кислород

$$P_{\text{п}} = 294 \text{ кН (30,0 тс)}$$

$$I_{\text{п}} = 3520 \text{ м/с}$$

$$p_{\text{к}} = 15,7 \text{ МПа}$$

$$t = 300 \text{ с}$$

$$M_{\text{дв.}} = 460 \text{ кг}$$

$$h_{\text{дв.}} = 1575 \text{ мм}$$

$$D_{\text{дв.}} = 2400 \text{ мм}$$



РД0124

Главный конструктор – Козелков В.П.

Ведущий конструктор – Бородин В.М.

РД0208 / РД0209

РД0208 и РД0209 предназначены для второй ступени двухступенчатой РН "Протон", обеспечивающей вывод на орбиту тяжелых объектов массой до 20 т.

Выполнены по замкнутой схеме, с одним турбонасосным агрегатом (ТНА). В состав двигателей входят: газогенератор, агрегаты регулирования и управления. Срабатывание агрегатов управления обеспечивается пиросредствами. Запуск двигателей - двухступенчатый. Раскрутка турбины ТНА производится пневмостартером.

Компоненты топлива - азотный тетраоксид и НДМГ

$P_{\Pi} = 575 \text{ кН (58,6 тс)}$
 $I_{\Pi} = 3200 \text{ м/с}$
 $p_{\text{к}} = 14,7 \text{ МПа}$
 $t = 150 \text{ с}$
 $M_{\text{дв.}} = 540 \text{ кг (РД-0208),}$
 560 кг (РД-0209)
 $h_{\text{дв.}} = 2327 \text{ мм}$
 $D_{\text{дв.}} = 1470 \text{ мм}$

Ведущий конструктор –
Козелков В.П.



РД0208

РД0210/ РД0211

Предназначены для второй ступени трехступенчатой РН «Протон». На ней установлены три двигателя РД0210 и один РД0211.

РД0210 и РД0211 - однокамерные жидкостные ракетные двигатели. Управление полетом второй ступени РН осуществляется отклонением двигателей.

Разработаны на базе ЖРД РД0208 и РД0209.

Компоненты топлива - азотный тетраоксид и НДМГ

$P_{\Pi} = 582 \text{ кН (59,3 тс)}$
 $I_{\Pi} = 3210 \text{ м/с}$
 $p_{\text{к}} = 14,7 \text{ МПа}$
 $t = 230 \text{ с}$
 $M_{\text{дв.}} = 566 \text{ кг (РД-0210),}$
 582 кг (РД-0211)
 $h_{\text{дв.}} = 2327 \text{ мм}$
 $D_{\text{дв.}} = 1470 \text{ мм, 1470 мм}$

Ведущий конструктор –
Козелков В.П.



РД0210

РД0212

РД0212 - двигательный блок, состоящий из основного двигателя РД0213 и рулевого РД0214.

Предназначен для третьей ступени трехступенчатой РН "Протон".

Управление полетом третьей ступени осуществляется отклонением четырех камер двигателя РД0214.

РД0213 аналогичен двигателю РД0211.

РД0214 - четырехкамерный жидкостный ракетный двигатель, выполнен по открытой схеме, с одним ТНА, газогенератором, агрегатами управления и пиросредствами для их срабатывания.

Раскрутка ротора ТНА производится пороховым стартером.

Газ после турбин ТНА двигателя РД0214 используется для наддува топливных баков третьей ступени.

Тип двигателя: РД0213 / РД0214

Компоненты топлива - азотный тетраоксид и НДМГ

$P_{п} = 482 \text{ кН (49,1 тс) /}$

$30,9 \text{ кН (3,1 тс)}$

$I_{п} = 3210 / 2870 \text{ м/с}$

$p_{к} = 14,7 / 5,3 \text{ МПа}$

$t = 250 / 270 \text{ с}$

$M_{дв.} = 550 / 90 \text{ кг}$

$h_{дв.} = 2327 / 524 \text{ мм}$

$D_{дв.} = 1470 / 3780 \text{ мм}$

Ведущий конструктор –
Поздняков Л.А.



РД0212

РД0221

РД0221 предназначен для разгонного блока лунного комплекса ЛЗ системы Н1-ЛЗ.

Однокамерный ЖРД многократного включения выполнен по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа.

Компоненты топлива - азотный тетраоксид и НДМГ

$P_{п} = 78,4 \text{ кН (8,0 тс)}$

$I_{п} = 3234 \text{ м/с}$



РД0221

$p_k = 12,3 \text{ МПа}$
 $t = 800 \text{ с}$
 $M_{\text{дв.}} = 150 \text{ кг}$
 $h_{\text{дв.}} = 1710 \text{ мм}$
 $D_{\text{дв.}} = 900 \text{ мм}$

Ведущий конструктор – Бородин В.М.

РД0225

РД0225 предназначен для разгона, маневра и коррекции орбиты космического корабля "Алмаз".

Однокамерный ЖРД с вытеснительной системой подачи топлива, многократного включения, с длительным временем пребывания на орбите.

Компоненты топлива - азотный тетраоксид и НДМГ

$P_{\text{п}} = 3,92 \text{ кН (0,4 тс)}$
 $I_{\text{п}} = 2852 \text{ м/с}$
 $p_k = 0,88 \text{ МПа}$
 $t = 1200 \text{ с}$
 $M_{\text{дв.}} = 23 \text{ кг}$
 $h_{\text{дв.}} = 985 \text{ мм}$
 $D_{\text{дв.}} = 470 \text{ мм}$

Ведущий конструктор – Бородин В.М.



РД0225

РД0120

РД0120 - однокамерный кислородно-водородный жидкостный ракетный двигатель. Предназначен для использования в качестве маршевого двигателя второй ступени универсального ракетно-космического комплекса "Энергия-Буран".

Выполнен по замкнутой схеме с дожиганием восстановительного газа после турбины в камере сгорания. Двигатель включает в себя: камеру, систему подачи компонентов топлива, газогенератор, систему управления, систему регулирования, систему продувки, систему зажигания, систему наддува баков, подвеску, гибкие элементы, обеспечивающие качание. Кроме создания осевой тяги, двигатель обеспечивает возможность получения боковых усилий за счет отклонения в двух взаимноперпендикулярных плоскостях на угол $\pm 11^\circ$. Двигатель обеспечивает подачу на борт ракеты газообразного водорода для наддува бака окислителя.



РН «Энергия»

По своей надежности, энергомассовым характеристикам, уровню достигнутых параметров, ресурсу работы и многократности включений, новизне конструкторских и технологических решений, экологической чистоте топлива, применяемым материалам превосходит все ранее созданные ЖРД подобного типа.

Проведенная на самом высоком уровне отработка двигателя является основанием для использования РД0120 в перспективных ракетах-носителях (типа "Ангара"), а также при разработке на его основе двигателей нового поколения XXI века.

Компоненты топлива - жидкий водород и жидкий кислород

$$P_{\Pi} = 2,0 \text{ МН (203,8 тс)}$$

$$I_{\Pi} = 4462 \text{ м/с}$$

$$p_{\text{к}} = 21,8 \text{ МПа}$$

$$K_{\text{м}} = 6,0$$

$$t = 500 \text{ с}$$

$$M_{\text{дв.}} = 3450 \text{ кг}$$

$$h_{\text{дв.}} = 4550 \text{ мм}$$

$$D_{\text{а}} = 2420 \text{ мм}$$

Главные конструкторы –

Чурсин Г.И., Рачук В.С.

Ведущий конструктор –

Никитин Л.Н



РД0120

РД0410

ЯРД РД0410 предназначен для использования в качестве силовой установки в космических аппаратах и создания на его базе многорежимных ядерных энергодвигательных установок (ЯЭДУ).

В основу конструкции реактора ЯРД на тепловых нейтронах принята гетерогенная схема. При таком решении материал замедлителя расположен отдельно от содержащих уран тепловыделяющих (ТВЭЛов), что обеспечивает возможность получения высокого удельного импульса тяги за счет повышения температуры нагрева рабочего тела при оптимальном выборе состава топливной композиции ТВЭЛов на основе тугоплавких карбидов.

В конструкции реактора реализован принцип блочного построения. Ураносодержащие узлы реактора, тепловыделяющие сборки (ТВС), представляющие собой отдельные блоки из высокотемпературных карбидных и карбидографитных материалов, располагаются равномерно в замедлителе из гидрида циркония, где происходит охлаждение наружных стенок их корпусов потоком водорода. Бериллиевый отражатель содержит органы управления в виде поворотных барабанов с поглощающими элементами на основе карбида бора.

Двигатель выполнен по замкнутой схеме. Рабочее тело, водород и гексан, подаются в реактор центробежными насосами, привод которых осуществляется осевыми турбинами. Потребная мощность на привод обеспечивается при температуре водорода на входе в турбины, не превышающей допустимую для материала замедлителя.

Состояние отработки - проведены стендовые испытания на полигоне. Рабочее тело - водород с добавкой гексана

$P_n = 35,2$ кН (3,59 тс)
 $I_n = 8920$ м/с
Тепловая мощность реактора
196 МВт
 $t = 3600$ с
Число включений 10
 $M_{дв.} = 2000$ кг (с радиационной
тепловой защитой)
 $L_{дв.} = 3500$ мм
 $D_{макс.} = 1600$ мм

Главный конструктор – Чурсин Г.И.
Ведущие конструкторы –
Никитин Л.Н., Белогуров А.И.



РД0410

РД0600

Газодинамический лазер (ГДЛ) РД0600 на газообразных компонентах топлива разработан на базе непрерывных газодинамических CO_2 -лазеров большой мощности, работающих по принципу преобразования тепловой энергии активной газовой среды, полученной при неравновесном расширении в сверхзвуковой сопловой решетке, в электромагнитное излучение с длиной волны 10,6 мкм.

Создано семейство стендовых образцов ГДЛ с мощностью излучения 10...600 кВт при удельном энергопотреблении 5... 10 Дж/г.

Изготовлены и поставлены товарные образцы.

С целью создания лазерной установки с повышенными удельно-энергетическими характеристиками проведен комплекс теоретических и экспериментальных исследований ГДЛ СО₂-лазеров на жидких компонентах (дицианацетилена и закиси азота). Компоненты топлива - окись углерода, воздух, азот, этиловый спирт

Мощность излучения 100 кВт

Температура газа в генераторе 1580 К

Суммарный расход топлива 12 кг/с

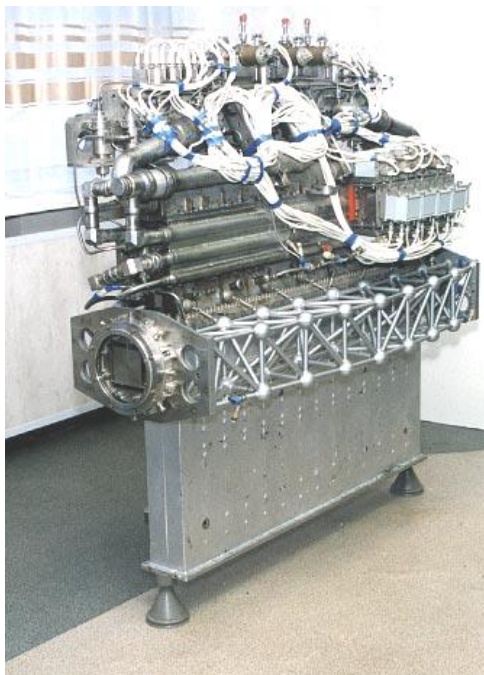
Масса 750 кг

Длина 1600 мм

Ширина 1600 мм

Высота 900 мм

Ведущие конструкторы – Кошельников В.П., Завизион Г.И., Гутерман В.Ю.



РД0600

Гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель

Экспериментальный гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ГПВРД) предназначен для исследования рабочего процесса двигателя при летных испытаниях и на наземных стендах в диапазоне изменения числа Маха набегающего потока от 3,0 до 6,5 и на высотах от 10 до 35 км. Камера сгорания - кольцевая, представляет из себя блочную паяно-сварную конструкцию, имеющую тракт охлаждения как наружного, так и внутреннего корпуса, и три последовательные зоны форсунок. Водород с температурой около 30 К подается на вход в тракт охлаждения, затем поступает в регулятор, определяющий расход в зону горения в зависимости от скорости полета и подающий водород в три зоны форсунок. В первой зоне горение происходит в дозвуковом потоке воздуха, поступившем из воздухозаборника, в двух других - сверхзвуковом. Зажигание компонентов топлива - электроискровое.



ГПВРД

Изготовлены экспериментальные образцы, проведены первые летные испытания, подтвердившие (впервые в мире) работоспособность ГПВРД.

Накопленный опыт проектирования, изготовления и отработки экспериментального ГПВРД позволит осуществить

создание двигателя для летательных аппаратов космического применения с плоскими воздухозаборниками.

Диапазон числа Маха при испытаниях 3,0...6,5

Скоростной напор 0,05...0,07 МПа

Расход топлива (максимальный) 0,15 кг/с

Давление потока в камере сгорания 0,5 МПа

Температура в камере сгорания 2680 К

Время работы в полете 120 с

Длина:

- двигателя 2307 мм,

- камеры сгорания,

с воздухозаборником 1707 мм

Максимальный диаметр камеры сгорания 402 мм

Масса:

камеры 45 кг,

двигателя 180 кг

Ведущие конструкторы – Липлявый И.В., Мартыненко Ю.А.

РД0126

РД0126 предназначен для использования в качестве маршевого двигателя разгонных блоков. Двигатель многократного включения, он впервые спроектирован с кольцевой камерой сгорания, с тарельчатым соплом и неохлаждаемым сопловым насадком по безгенераторной схеме с двумя турбо-насосными агрегатами.

Такая схема обеспечивает: более высокий уровень надежности, увеличение количества включений, уменьшение затрат материальной части на отработку.

Кольцевая камера с тарельчатым соплом в отличие от традиционных камер с соплом типа Лавала обладает более высоким удельным импульсом тяги, обеспечивает существенно больший подогрев охладителя, являющегося рабочим телом турбин ТНА в безгенераторной схеме, имеет меньшие габариты по высоте, не требует специальных стендовых устройств

для имитации высотных условий при огневых испытаниях на стенде.

Рабочим телом турбин ТНА является водород, подогретый в тракте охлаждения камеры.

Проведены стендовые огневые испытания камеры, подтвердившие ее работоспособность.

Компоненты топлива - жидкий водород и жидкий кислород

$$P_{п} = 39,24 \text{ кН (4,0 тс)}$$

$$I_{п} = 4670 \text{ м/с}$$

$$p_{к} = 7,16 \text{ МПа}$$

$$M_{дв.} = 300 \text{ кг}$$

$$h_{дв.} = 4600 \text{ мм}$$

$$D_{дв.} = 1580 \text{ мм}$$

Ведущий конструктор –
Липлявый И.В.



РД0126

РД0134

Однокамерный жидкостный ракетный двигатель РД0134 на экологически чистых компонентах топлива сжиженном природном газе (СПГ) и жидком кислороде предназначен для использования на первых ступенях ракет-носителей.

Он спроектирован по схеме с дожиганием восстановительного генераторного газа.

Стадия работ - проект и экспериментально-исследовательские работы.

$$P_{п} = 1800 \text{ кН (183,5 тс)}$$

$$I_{п} = 3512 \text{ м/с}$$

$M_{\text{дв.}} = 1800 \text{ кг}$

$h_{\text{дв.}} = 3500 \text{ мм}$

РД0146

Предназначен для кислородно-водородного разгонного блока ракет-носителей "Протон-М" и "Ангара".

Двигатель спроектирован по безгенераторной схеме с отдельными ТНА окислителя и горючего. Камера - с неохлаждаемым сопловым насадком из углерод-углеродного композиционного материала.

Стадия работ - проектные и экспериментально-исследовательские работы.

$P_{\text{п}} = 98 \text{ кН (10,0 тс)}$

$I_{\text{п}} = 4500 \text{ м/с (с выдвигным насадком - 4630 м/с)}$

$M_{\text{дв.}} = 261 \text{ кг}$

$h_{\text{дв.}} = 2200 \text{ мм}$

$D_{\text{дв.}} = 1256 \text{ мм (с выдвигным насадком - 1856 мм)}$

Ведущий конструктор –
Мартыненко Ю.А.



РД0146

4. ОСНОВЫ УСТРОЙСТВА ЖРД

Жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) называют ракетный двигатель, работающий на жидком ракетном топливе. Жидким ракетным топливом (ЖРТ) называют вещество (совокупность веществ) в жидком состоянии, способное в результате экзотермических химических реакций образовывать продукты, создающие реактивную силу при истечении из двигателя. При использовании жидких ракетных топлив экзотермические химические реакции - реакции окисления (горения) или разложения - протекают в камере сгорания или разложения с образованием газообразных продуктов сгорания или разложения и выделением теплоты.

Введем ряд терминов.

Компонентом жидкого ракетного топлива (компонентом топлива) называют отдельно хранимую и подводимую к камере ЖРД составляющую ЖРТ. Компонент топлива может состоять из одного вещества или смеси индивидуальных химических веществ. ЖРТ может быть одно- и многокомпонентным, в основном двухкомпонентным; рассматривают целесообразность использования трехкомпонентных топлив для ЖРД большой тяги для мощных ракет.

Жидким ракетным горючим (горючим) называют компонент ЖРТ, окисляющийся в процессе горения.

Жидким ракетным окислителем (окислителем) называют компонент ЖРТ, служащий для окисления горючего в процессе горения.

Различают основное и вспомогательное ЖРТ.

Основным ЖРТ называют жидкое ракетное топливо, служащее для получения всей или основной доли тяги. Обычно в ЖРД применяют только одно топливо, которое используется также для вспомогательных целей (привода турбонасосного агрегата, работы системы управляющих моментов и сил и т.п.).

Вспомогательным ЖРТ называют жидкое ракетное топливо, отличное от основного и применяемое только для вспо-

могательных целей. Продукты сгорания или разложения вспомогательного ЖРТ часто выбрасываются помимо камеры сгорания или разложения основной камеры. Одним или несколькими компонентами многокомпонентного вспомогательного топлива могут быть компоненты основного топлива.

В результате реакции горения происходит преобразование первичной (химической) энергии топлива в энергию теплового движения (в теплоту), в результате чего образуются газообразные продукты сгорания, обычно имеющие высокую температуру. Ускорение продуктов сгорания в сопле камеры вследствие преобразования их теплоты в кинетическую энергию приводит к созданию реактивной силы.

Жидкостной ракетной двигательной установкой, или более кратко двигательной установкой, называют установку, состоящую из одного или нескольких ЖРД, пневмогидравлической системы подачи топлива и вспомогательных устройств.

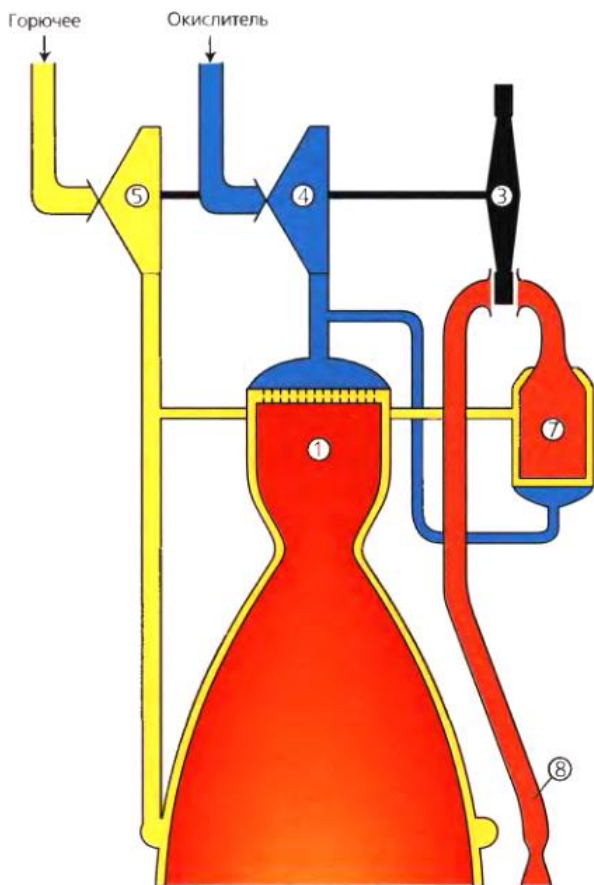
На рисунке изображена упрощенная схема ЖРД.

К числу основных параметров и характеристик ЖРД относятся следующие.

1. Тяга ЖРД - равнодействующая реактивной силы ЖРД и сил давления окружающей среды, действующих на его внешние поверхности, за исключением сил внешнего аэродинамического сопротивления. Различают тягу на земле (на уровне моря) и в пустоте. Из определения тяги ЖРД следует, что тяга двигателя в пустоте имеет наибольшее значение, а при наличии давления окружающей атмосферы тяга соответственно снижается. Например, тяга ЖРД SSME в пустоте равна 2,09 МН, а на земле - 1,67 МН; тяга самого мощного в мире ЖРД РД-170 каждого из четырех блоков первой ступени советской ракеты-носителя "Энергия" составляет 7,4 МН на земле и 8,06 МН в пустоте.

2. Удельный импульс тяги ЖРД (удельный импульс ЖРД) - отношение тяги ЖРД к массовому расходу топлива ЖРД. Аналогично тяге удельный импульс ЖРД максимален в пустоте и соответственно уменьшается при наличии давления окружающей среды. Удельный импульс ЖРД в пустоте явля-

ется важнейшим параметром двигателя, характеризующим эффективность жидкого ракетного топлива и совершенство конструкции двигателя. Наибольшее значение удельного импульса имеют кислородно-водородные ЖРД. Например, для ЖРД SSME удельный импульс в пустоте равен 4464 м/с, а на земле - 3562 м/с.



Упрощенная схема ЖРД:

- 1 - камера сгорания; 3 - турбина; 4 - насос окислителя;
- 5 - насос горючего; 7 - газогенератор

3. Удельная масса ЖРД - отношение массы залитого ЖРД к его наибольшей тяге на основном режиме, причем масса залитого ЖРД определяется массой ЖРД (массой конструкции ЖРД) и компонентов топлива, заполняющих его трубопроводы и агрегаты при работе. При наличии нескольких основных режимов ЖРД его удельную массу определяют по наибольшей тяге. При проектировании стремятся обеспечить минимальное значение удельной массы. Удельная масса ЖРД F-1 и SSME равна 1,02 и 1,48 г/Н соответственно.

4. Тип ЖРТ. Обычно каждую двигательную установку (ДУ) конструируют для вполне определенного топлива, причем от него в значительной степени зависят удельные параметры ЖРД и ДУ и эффективность их применения в составе летательного аппарата (ЛА). В настоящее время наибольшее применение в качестве топлива находят жидкий кислород и жидкий водород, жидкий кислород и углеводородное горючее (в особенности керосин), а также азотный тетроксид N_2O_4 (четыреокись азота) и несимметричный диметилгидразин (НДМГ).

5. Время работы ЖРД - время от первой команды на запуск ЖРД до первой команды на его выключение. Для ЖРД многократного включения время работы равно суммарному времени работы ЖРД, соответствующему всем циклам работы

Обычно для ЖРД одноразового включения время работы не превышает 1000 с. Для двигателей многократного включения кроме времени их работы (суммарного времени непрерывной работы при каждом цикле) задают число циклов работы, а также минимальное и максимальное время (паузу) между ними. Например, ЖРД J-2 третьей ступени РН "Сатурн-5" при первом цикле работал 180 с, а затем следовала пауза 4,5 ч, после чего двигатель повторно работал 300 с.

6. Ресурс работы ЖРД - суммарное время работы ЖРД, в течение которого гарантируется обеспечение всех его параметров в заданном диапазоне допусков. Обычно ресурс работы ЖРД в несколько (три и более) раз превышает время его работы в составе ЛА. Для ЖРД, используемых в составе многора-

зовых транспортных космических кораблей (МТКК), указанный ресурс превышает время работы в одном полете в несколько десятков раз. Например, ЖРД SSME рассчитан на 55 полетов, и ресурс его работы (без капитального ремонта) согласно техническому заданию составляет $27 \cdot 10^3$ с (7,5 ч).

Ресурс работы ЖРД малой тяги (ЖРДМТ), являющихся ЖРД многократного включения, характеризуется как временем работы, так и числом циклов работы. Например, для ЖРД R-40A (основного ЖРД ДУ реактивной системы управления МТКК "Спейс шаттл") ресурс работы составляет $2 \cdot 10^4$ с и $5 \cdot 10^4$ циклов работы, а для ЖРД R-1E-3 (вспомогательного ЖРД той же ДУ) - $125 \cdot 10^3$ с и $5 \cdot 10^5$ циклов работы.

7. Число основных режимов работы. Различают однорежимные ЖРД (двигатели с одним основным режимом работы) и многорежимные ЖРД (двигатели с несколькими основными режимами работы). ЖРД большой тяги являются однорежимными двигателями, но в последнее время за рубежом опубликовано большое число проектов двухрежимных ЖРД, в основном для одно- и двухступенчатых МТКК.

8. Диапазон изменения тяги. Для выполнения программы полета ЛА часто возникает необходимость в изменении тяги двигателя, что обеспечивается изменением массового расхода топлива в камеру ЖРД. Например, тяга ЖРД SSME в полете может изменяться в диапазоне 65 ... 109 % $P_{\text{НотА}}$. На 60 ... 80-й секунде полета МТКК "Спейс шаттл" тяга всех трех ЖРД SSME снижается примерно до 65 % $P_{\text{НОМ}}$ для уменьшения нагрузок на корабль в зоне максимального скоростного напора. Непосредственно перед 500-й секундой полета тяга указанных двигателей непрерывно снижается, чтобы перегрузки на космонавтов не превышали значения $3g_z$.

9. Давление в камере p_k - среднее статическое давление продуктов сгорания в начале камеры сгорания у смесительной головки.

10. Импульс тяги ЖРД - интеграл от тяги ЖРД по времени. Значение импульса тяги ЖРД равно площади под кривой зависимости тяги двигателя от времени его работы. Указанный

параметр особенно важен для ЖРД ИСЗ и космического аппарата (КА), предназначенных для коррекции их траектории или орбиты.

В базовом для кафедры «Ракетные двигатели» научно-производственном предприятии – Конструкторском бюро химавтоматики (КБХА) – реализован полный цикл создания ЖРД различного направления и характеристик для ракет оборонного, научного и народнохозяйственного назначения.

5. ПРОИЗВОДСТВО ЖРД

Среди наиболее важных требований, предъявляемых к конструкции современных ЖРД, можно назвать: минимальную массу, максимальную жесткость и прочность узлов, максимальный ресурс работы в условиях эксплуатации, высокую надежность. В значительной мере перечисленные требования к конструкции обеспечиваются выбором необходимых материалов и совершенством технологии изготовления конструкции. Высокий уровень технологии производства определяется выбором оптимальных параметров технологического процесса, техническим уровнем используемого оборудования и оснастки, наличием надежных методов контроля конструкции и полуфабрикатов для их изготовления.

Создание конструкции двигателя начинается с анализа его энергетических характеристик, формы и габаритов, назначения, внешних и внутренних воздействий. В зависимости от этого выбираются конструкторско-технологические решения (КТР) по типам материалов и применяемым. Производственный процесс изготовления деталей и узлов ЖРД включает в себя изготовление заготовок, получение неразъемных и разъемных соединений, сборку узлов, нанесение покрытий, неразрушающий контроль и технологические испытания. Важнейшей частью этого процесса является заготовительное производство, задача которого - подготовка исходных материалов и изготовление заготовок.

К деталям двигателя предъявляются высокие требования по прочности, плотности, герметичности, коррозионной стойкости. Для их изготовления применяются высокопрочные медные и титановые сплавы, коррозионностойкие, кислотостойкие, жаростойкие хромо-никелевые стали и сплавы.

При разработке технологического процесса изготовления деталей одним из важнейших этапов является выбор метода получения заготовок, так как он обуславливает норму расхода материалов и коэффициент его использования, оказывает существенное влияние на трудоемкость механической обработки

и в значительной степени определяет себестоимость выпускаемых изделий. От рационального выбора вида заготовки зависит экономическая целесообразность технологического процесса обработки деталей. Так, основным методом получения заготовок корпуса камеры сгорания является листовая штамповка, позволяющая обеспечить их высокое качество и точность. В листоштамповочном производстве используются процессы, позволяющие снизить затраты на оснастку и сократить сроки изготовления изделий. Это штамповка жидкими и эластичными средами, ротационная вытяжка, штамповка без матрицы, импульсная штамповка, гибка труб и профилей проталкиванием.

Несмотря на успехи в разработке высокоэффективных методов производства, заготовок, размерная обработка деталей по-прежнему остается основным технологическим процессом изготовления. Это в первую очередь обработка резанием и физико-химические методы обработки. Для деталей из высокопрочных сталей и сплавов обычные методы обработки резанием малоэффективны. В этом случае используют режущий инструмент с многогранными твердосплавными пластинами из сверхтвердых синтетических материалов и рабочими поверхностями, упрочненными износостойкими покрытиями, или применяют комбинированные методы обработки (плазменно-механические, вибросверление и др.). Физико-химические методы (электроэрозионные, электрохимические, ультразвуковые, лучевые (лазерный и электроннолучевой), взрывные) позволяют обрабатывать детали сложной формы независимо от прочностных характеристик материалов, получать отверстия с криволинейной осью, узкие щели любой конфигурации, удалять технологические загрязнения из труднодоступных мест.

В конструкциях ЖРД основными методами создания неразъемных соединений являются сварка и пайка. Сварные и паяные соединения обеспечивают необходимую конструктивную прочность, геометрическую точность, герметичность и коррозионную стойкость узлов.

Для повышения работоспособности и надежности конструкции применяются различные методы нанесения специальных покрытий. Широко применяются плазменное нанесение теплозащитных покрытий, электролитические методы, методы катодного напыления и др.

Детали и узлы двигателей контролируются методами неразрушающего контроля - радиационными, ультразвуковыми, магнитными, капиллярными, томографическими и др. Заключительным этапом производства является общая сборка, которая оценивается продолжительностью, трудоемкостью и технологической себестоимостью. На этапе общей сборки формируются эксплуатационные характеристики двигателя, определяющие требования к разработанным технологическим процессам и организации производства.

В КБХА создание современных высокоэффективных ЖРД и других видов продукции обеспечивается широко развитой производственной базой.

Изготовление ЖРД тягой до 50 тонн, а также необходимые лабораторные исследования, связанные с отработкой этих двигателей, производятся собственными силами и включают замкнутую технологическую цепочку от исходного материала до товарного двигателя или другой продукции.

Завод ракетных двигателей осуществляет изготовление, сборку и контроль, в том числе холодные испытания агрегатов, и имеет следующие подразделения:

- комплекс металлургического и заготовительного производства;
- механические цеха для изготовления агрегатов двигателя;
- цех сборки;
- отделы контроля и испытаний (гидродинамических, газодинамических и климатических).

Технологическую и техническую подготовку производства осуществляет служба главного инженера, в составе которой отделы и лаборатории главных специалистов (технолога,

металлурга, сварщика), а также инструментальное и ремонтно-механическое производство.



Сборочный цех завода ракетных двигателей

Научно-исследовательские и опытно-технологические работы, которые проводятся в лабораториях главных специалистов, создают основу для применения и использования материалов и технологий с наилучшими характеристиками для обеспечения высоких технических показателей и требуемой работоспособности двигателей.

К ним относятся:

- исследования механических характеристик сталей и сплавов в диапазоне температур от 75 К до 1100 К;
- контроль макро- и микроструктуры материалов;
- определение фазового состава, микронапряжений;
- электронно-фрактографические исследования;
- неразрушающий контроль всех видов;
- нанесение ионно-плазменного теплозащитного покрытия;
- нанесение покрытий детонационным способом;
- исследования и отработка различных видов сварки;
- электронно-перфорационный прожиг множества отверстий;
- разработка технологий многослойных антифрикционных уплотнительных элементов, и др.

Металлургическое и заготовительное производство обеспечивает изготовление практически всех видов заготовок - от специальных, имеющих особые свойства, до традиционных.

Изготовление агрегатов двигателя производится в специализированных цехах и лабораториях завода на оборудовании, аттестованном для данного вида работ, исполнителями, имеющими соответствующий опыт и квалификацию.



Токарный станок с числовым программным управлением (ЧПУ) для обработки с высокой точностью сложнопрофильных крупногабаритных деталей

Особое значение имеет применение оригинальных и уникальных технологий с использованием оборудования лучших российских, европейских и японских производителей по отработанным программам и режимам с использованием дополнительных устройств и оснащения. Применение дополнительных устройств, оснащения и оригинальных технологических комбинаций позволяют получать в отдельных случаях результаты, превосходящие паспортные характеристики базового оборудования, и обеспечивать соответствие высоким требованиям наших конструкций, применяемых при создании двигателей.

6. ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ ДВИГАТЕЛЕЙ

6.1. Особенности испытаний ЖРД

Испытаниям ракетных двигателей вообще и ЖРД в частности присущи определенные особенности, связанные как со спецификой процессов, происходящих в этих двигателях, так и с условиями их эксплуатации.

Первой особенностью испытаний ЖРД является их кратковременность. Продолжительность работы двигателя за одно включение составляет обычно период от нескольких секунд до нескольких минут. Причем за это время осуществляется запуск двигателя, работа на нескольких режимах по давлению в камере сгорания p_k и соотношению компонентов k , выключение двигателя.

Кратковременность испытаний двигателя практически исключает возможность проведения оператором какого-либо анализа и корректировки режима работы, в ходе испытания. В связи с этим процессы управления испытанием и измерения параметров должны быть максимально автоматизированы. Применяемые быстродействующие автоматические управляющие системы обеспечивают заданную последовательность режимов работы, позволяют моделировать разнообразные условия запуска и стационарной работы ракетного двигателя и одновременно обеспечивают надежную защиту его и испытательного оборудования от опасных перегрузок.

Кратковременность работы двигателя и необходимость автоматизации измерений потребовали разработки и применения специальных измерительных систем и оборудования. Причем к этим системам предъявляются два принципиальных требования - высокая точность измерения параметров на установленных режимах и минимальная инерционность при измерениях ряда физических величин на переходных режимах, в том числе на режимах запуска и выключения. Так как не всегда удается осуществить выполнение этих двух требований в одной измерительной системе, то очень часто приходится

оснащать двигатель двумя типами измерительных приборов для измерения одного и того же параметра - приборами для измерения медленноменяющихся величин, обеспечивающих высокую точность, и приборами для измерения быстроменяющихся величин, обладающих малой инерционностью.

Вторая особенность - это повышенная опасность испытания ракетных двигателей. Она связана, главным образом, с применением высокоактивных топлив и, в первую очередь, окислителей, например, таких, как жидкий кислород, фтор, соединения на основе азотной кислоты. Их использование предопределяет высокий уровень температуры в камере сгорания, а также способствует быстрому развитию дефектов, которые в некоторых случаях могут заканчиваться взрывом. Кроме того, ряд ракетных топлив обладает токсичностью (гидразин и его соединения) и склонностью к взрыву при различных воздействиях (водород, перекись водорода).

Величина опасности усиливается еще и большими мощностями объектов. Современные ЖРД имеют тяги в несколько сотен и тысяч килоньютон, а их связки - несколько десятков тысяч килоньютон. Естественно, что при испытаниях, особенно опытных, нельзя полностью исключить возможность разрушения двигателей, последствия которых тем тяжелее, чем мощнее двигатель.

Перечисленные выше обстоятельства вызвали необходимость разработки специального испытательного оборудования и измерительной аппаратуры, а также особой организации проведения испытаний. Испытательное оборудование должно рассчитываться не только на восприятие нагрузок от работающего двигателя, но и на возможность аварийного исхода испытания. Все это требует помимо соблюдения мер личной и общественной безопасности максимального использования средств автоматизации при подготовке и проведении испытаний, обеспечения возможности дистанционных измерений и управления процессом.

Третья особенность - это высокая стоимость испытаний, что связано в значительной степени, с большими расходами

топливных компонентов и, очень часто, уникальностью испытательного оборудования. В связи с этим возникают требования высокой информативности испытаний и рационального их планирования, позволяющие получить возможно более полные данные о двигателе за кратчайшее время, а значит и при минимальном расходе топлива. В качестве примера высокой информативности испытаний ракетных двигателей можно привести данные об объеме измерений по одному из американских ЖРД - при наземных огневых испытаниях этого двигателя измеряется 575 параметров.

Одной из особенностей испытаний ракетных двигателей является разнообразие их видов и методов проведения. Это связано с различным назначением самих двигателей и с условиями их эксплуатации. Например, ракетные двигатели могут применяться как в качестве основных силовых установок летательных аппаратов, так и в качестве исполнительных органов систем управления и ориентации. Естественно, что условия работы и требования к этим двигателям существенно отличаются, а поэтому отличаются и методы их испытаний.

Применение в разных ЖРД топлив, различающихся по своим физическим свойствам (криогенных, длительного хранения, токсичных, агрессивных и т. д.) также вносит отличие в методику испытаний и технику их проведения.

6.2. Классификация испытаний ЖРД

Испытания ЖРД и их элементов можно классифицировать по различным признакам.

По наличию или отсутствию реакции горения или разложения рабочих компонентов все испытания ЖРД, а также их отдельных узлов и систем можно подразделить на огневые и холодные.

По месту проведения все испытания можно классифицировать как наземные и летные.

По поставленной цели все испытания можно разделить на три основные группы: исследовательские, конструкторские и

серийные. Каждая из перечисленных групп, в свою очередь, может быть подразделена на виды, объединяющие испытания с одинаковыми задачами.

Например, конструкторские испытания можно разделить на доводочные, завершающие доводочные, в составе ракетной ступени, летные и летно-конструкторские, межведомственные (государственные). Деление отдельных групп испытаний на виды является в известной степени условным. В зависимости от назначения нового двигателя, особенностей его конструкции и предъявляемых к нему требований, принятого на предприятии метода отработки могут быть дополнительно введены или исключены те или иные виды испытаний.

По испытываемой конструкции испытания можно разделить на испытания двигателя в целом и автономные испытания узлов и агрегатов. Современный ЖРД представляет собой сложную систему, состоящую из отдельных узлов, агрегатов и их элементов. Поэтому отработке конструкции двигателя в целом или проверке его качества испытаниями двигателя в сборе может предшествовать цикл испытаний отдельных узлов или агрегатов с целью определения их характеристик. Такие испытания называются автономными. Автономные испытания могут быть холодными и огневыми. Все холодные испытания по своей сути являются автономными.

Огневые испытаниям подвергаются «горячие» узлы ЖРД - камера сгорания и газогенератор, а также двигатель в целом.

Основным видом огневых испытаний являются испытания двигателей в сборе. Только этот вид испытаний может дать необходимую информацию о работоспособности ЖРД и его характеристиках. В процессе этих испытаний каждый узел работает в условиях, аналогичных эксплуатационным, при этом автоматически учитывается взаимное влияние узлов друг на друга. При проведении огневых испытаний двигателя выбираются циклограммы запуска и выключения, определяются действительные характеристики ЖРД и их стабильность в течение заданного ресурса, оценивается надежность двигателя и его работоспособность при эксплуатации в системе ДУ.

6.3. Испытательные комплексы, стенды, установки

Комплекс сооружений, оснащенных специальным оборудованием, обеспечивающим проведение испытаний ракетных двигателей с целью определения их основных параметров и характеристик, называется испытательной станцией или испытательным комплексом.

Испытательные станции состоят из стендов для установки и испытания двигателей; наблюдательных бункеров, из которых осуществляется управление процессом испытаний; емкостей для хранения компонентов топлива; химических, измерительных, вычислительных и других лабораторий; производственных и приборных мастерских, монтажных помещений для проведения работ с двигателем до и после испытания; различных энергетических систем для обеспечения стендов и производственных служб водой, паром, воздухом и инертными газами высокого давления; административных и бытовых помещений, а также вспомогательных служб (ремонтных, транспортных и т. д.).

Состав станции во многом зависит от того, какой вид компонентов топлива применяется при испытании двигателей. Низко кипящие топлива невыгодно перевозить на большие расстояния из-за больших потерь на испарение при транспортировке, поэтому в состав испытательной станции в этом случае включают цехи или заводы по производству криогенных компонентов топлива. Применение высокотоксичных компонентов топлива обуславливает увеличение мощности систем водоснабжения и вентиляции станции, вызывает необходимость оборудования стендов системами дожигания и нейтрализации продуктов сгорания, определяет необходимость принятия особых мер по обеспечению общей и индивидуальной защиты обслуживающего персонала.

В состав испытательной станции кроме стендов для испытаний полноразмерных двигателей часто входят установки для автономных испытаний агрегатов двигателя или стендовой ар-

матуры, а также установки для проливки и тарировки расходомерных устройств на рабочих компонентах топлива.

К испытательным станциям предъявляются следующие основные требования:

- обеспечение возможности проведения испытаний в условиях, максимально приближенных к эксплуатационным;
- соответствие строительных сооружений необходимому для проведения испытания оборудованию;
- обеспечение возможности проведения испытаний в любых атмосферных и климатических условиях;
- обеспечение возможности автоматизации управления испытаниями, процессов измерения и обработки информации;
- достаточная универсальность и перспективность станции;
- обеспечение системами станции необходимой вентиляции служебных помещений и территории в целом, глушения шума работающих двигателей, нейтрализации и удаления продуктов сгорания;
- обеспечение безопасности работы, удобства эксплуатации и необходимых бытовых условий.

Комплексы для испытаний ЖРД как предприятия, характеризующиеся значительным уровнем шума и токсичностью, взрыво- и огнеопасностью, сооружаются обычно вдали от населенных пунктов, на свободных территориях значительной площади.

Сооружение, предназначенное для подготовки и проведения огневых испытаний двигателя или его агрегатов в условиях, приближающихся к эксплуатационным, оснащенное специальными системами, обеспечивающими работу двигателя и контроль его параметров, называется испытательным стендом.

Конструкция стенда должна обеспечить возможность проведения испытаний соответствующего класса ЖРД, определяемого его тягой и видом топлива. Одновременно с этим стенд должен позволить испытание в дальнейшем двигателей больших тяг, работающих на более энергетически эффективных

топливах; т.е., стенд с учетом его значительной стоимости должен быть рассчитан на перспективу.

В зависимости от цели испытаний стенды подразделяются на опытные и серийные. Естественно, стенды, предназначенные для проведения испытаний опытных двигателей, оборудованы более универсальными системами, обеспечивающими испытание различных модификаций двигателей, контроль и измерение значительного числа параметров. По назначению испытываемых двигателей стенды делятся на наземные, предназначенные для испытаний двигателей первых ступеней ракет или двигателей верхних ступеней без прямого измерения тяги, так как сопло работает в нерасчетном режиме; высотные, позволяющие обеспечить необходимую степень расширения в сверхзвуковом сопле, и морские, позволяющие имитировать условия подводного запуска.

Одной из разновидностей наземных стендов являются стенды для испытания двигателей в составе блока ракеты. Такие испытания особенно целесообразно проводить, когда двигательная установка включает в себя связку из нескольких ЖРД.

Стенды подразделяются по роду используемых компонентов на криогенные и кислотные. На стендах с криогенными топливами должна быть обеспечена теплоизоляция баков и топливных магистралей. Стенд должен быть оснащен системой эжектирования и вакуумирования баков, системой циркуляции. На кислотных стендах необходимо наличие устройств для нейтрализации продуктов сгорания и охлаждающей воды, мощных систем вентиляции и водоснабжения.

По способу подачи компонентов стенды делятся на вытеснительные и турбонасосные.

Стенды также различаются по величине допускаемой тяги испытываемых двигателей. Например, стотонный стенд допускает испытания двигателей (единичных или связки) с тягой не более 1000 кН.

Из-за возможности аварийного исхода испытаний двигателей, вне зависимости от их мощности и от характера топливных компонентов, в период испытаний нахождение обслужи-

вающего персонала на стенде не допускается. Управление испытаниями, наблюдение за ними и дистанционный контроль основных параметров двигателя и стендовых систем осуществляется из бункера наблюдения и управления.

По расположению оси двигателя во время испытаний стенды делятся на горизонтальные, наклонные и вертикальные.

Горизонтальное расположение оси двигателя реализуется на стендах сравнительно редко, при испытаниях ЖРД малых тяг. Преимущество таких стендов состоит в отсутствии необходимости оборудования его специальным устройством для отвода продуктов сгорания. Их недостаток - опасность взрыва компонентов топлива, накопившихся в камере вследствие задержки воспламенения при запуске, а также наличие остатков топлива в камере сгорания после останова.

На стендах с наклонным положением оси двигателя камера сгорания находится при испытании под углом к горизонтали примерно равным полууглу сужающейся части сопла. Эти стенды не имеют недостатков предыдущих, а стоимость их ниже вертикальных.

Стенды с вертикальным расположением оси двигателя наиболее предпочтительны для испытания мощных двигателей первой ступени ракеты и испытания их в составе блока ракеты-носителя, так как при этом полнее имитируются условия запуска.

Испытательный комплекс (ИК) КБХА представляет собой комплекс 28-ми огневых и «холодных» (гидравлических, прочностных, балансировочных) стендов и инфраструктуры объектов, обеспечивающих экспериментальную отработку ЖРД, их агрегатов и узлов с максимальной имитацией натуральных условий работы.

ИК является одним из самых оснащенных и современных в отрасли и позволяет проводить испытания ЖРД практически на всех используемых и перспективных компонентах ракетного топлива.



Огневое испытание ЖРД на ИК КБХА



Вертикальный стенд ИК КБХА

7. ТЕНДЕНЦИИ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

7.1. Основные тенденции развития современных ЖРД

Изучая исторический путь, пройденный ракетной техникой и жидкостными ракетными двигателями, а также современное их состояние, можно выделить ряд характерных направлений развития ЖРД.

Первая характерная черта развития ЖРД - значительное расширение номенклатуры двигательных установок с ЖРД в зависимости от назначения и области применения, параметров и особенностей режимов, эксплуатационных свойств и качеств, а также и других специфических особенностей, предъявляемых к ЖРД.

Увеличение типов ракет соответственно расширило и виды двигательных установок с ЖРД. При этом стали более жесткими требования к повышению удельного импульса, снижению массы и габаритов, к упрощению эксплуатации двигателей, готовности к немедленному действию, повышению надежности, сроков хранения, к снижению стоимости и др.

Исследования и эксплуатация космического пространства – появление автоматических и пилотируемых космических кораблей и спутников, вывод на земную орбиту постоянно действующих с длительным временем существования автоматических спутников разнообразного назначения (метеорологических, навигационных, связи и телевидения, геологических, разведывательных и т.д.), запуск крупных обитаемых космических станций, посылка автоматических космических кораблей к ближним и дальним планетам - открыли для ракетного двигателестроения новую и обширную область применения ЖРД, которая предъявляет к ним сложные и порой противоречивые требования.

В этой области, с одной стороны, появились двигательные установки с большой тягой, достигающей $(4-35) \cdot 10^6$ Н.

Примером таких двигательных установок служат двигатели мощных ракетносителей типа «Восток».

С другой стороны, различные космические летательные аппараты потребовали создания двигательных установок разнообразного назначения со специфическими параметрами и условиями работы и эксплуатации. Во-первых, это двигатели разгонные и тормозные, служащие для вывода космического объекта с земной на планетарную орбиту и обратно, а также для посадки на Луну и планеты; двигатели для коррекции и изменения параметров орбиты; для совершения маневров на орбите при стыковке космических кораблей и т. п. Эти двигатели, как правило, имеют тягу (10^3 - 10^4) Н.

Во-вторых, это двигатели, предназначенные для обеспечения: стабилизации и ориентации космического ЛА в пространстве; компенсации малых изменений орбиты, происходящих вследствие малых изменений гравитационного поля и других малых возмущений; коррекции импульса более мощных двигателей; создания линейных ускорений с целью разделения газа наддува от жидкого компонента при запуске больших двигателей. Все эти двигатели отличаются малыми значениями тяги 10^2 - 10^2 Н, имеют специфические особенности режимов работы по длительности действия, регулирования режима, многократности запуска, работы в условиях космоса, невесомости, длительности существования и т. п.

Современное развитие техники наметило еще одно направление использования ЖРД, связанное с получением электрической энергии на основе низкотемпературной плазмы, ускоренной до больших скоростей. Оказалось, что для получения низкотемпературной плазмы и ее разгона до больших скоростей наиболее подходящим устройством в ряде случаев будет камера сгорания и сопло ЖРД. В такой камере сгорания организуется по обычной схеме сжигание жидкого топлива, состоящего из окислителя и горючего, а также добавок легкоионизирующихся щелочных металлов и их соединений. Затем ионизированные продукты сгорания, представляющие собой низкотемпературную плазму, разгоняются до сверхзвуко-

вой скорости в обычном сопле Лавалья и далее поступают в специальный канал с магнитным полем, в котором происходит преобразование кинетической энергии потока плазмы в электрическую.

Таким образом, расширение областей применения ЖРД и появление новых типов двигательных установок - это, несомненно, одна из наиболее характерных и постоянных тенденций развития ЖРД.

Вторая характерная черта развития ЖРД - освоение энергетически более мощных топлив, с целью максимального повышения удельного импульса.

На первом этапе (примерно до середины 50-х годов) использовались топлива, в которых в качестве окислителя применялась азотная кислота (с добавкой или без добавки четырехоксида азота). В качестве горючего применялись керосин и эквивалентная ему по энергетике, но самовоспламеняющаяся тонка. Реже использовались топлива на основе жидкого кислорода, когда наиболее часто горючим с ним был спирт (керосин с кислородом только начинал внедряться в практику).

На втором этапе (к концу 50-х годов) стали использовать более эффективные топлива: в качестве окислителя - четырехокись азота; в качестве горючего - несимметричный диметилгидразин, гидразин и их смесь. Широкое распространение получили энергетически мощные топлива на основе жидкого кислорода со специальными углеводородами типа керосина.

Создание мощных ЖРД на кислородно-углеводородном топливе позволило в этот период ракетной техники решить такие эпохальные задачи, как запуск пилотируемых космических кораблей и орбитальных станций.

В последующие годы начался этап освоения еще более мощных топлив. Были созданы и получили практическое применение ЖРД, работающие на кислородно-водородном топливе. Началось освоение топлива на основе самого энергетически мощного окислителя - жидком фторе, и были созданы первые опытные ЖРД, работающие с этим окислителем.

Появляются сообщения и о практическом освоении одного из самых эффективных ныне химическим топлив - фтороводородного, что позволяет существенно повысить сразу две важные характеристики - удельный импульс ЖРД и плотность топлива.

Наряду с освоением высокоэнергетических жидких топлив большие работы ведутся в направлении создания и освоения жидких топлив с добавками к горючему некоторых металлов и их соединений, например Li, Be, Mg, Al, LiH, BeH₂. Напомним, что композиция O₂ + H₂ + Be на сегодня является наиболее энергетически мощным топливом.

Использование металлов и их соединений в ракетных топливах, обеспечивающих повышение удельного импульса и плотности топлива, позволяет значительно улучшить характеристики ракет и космических ЛА. Хотя надо отметить, что разработка отвечающих всем требованиям эксплуатации способов использования этих добавок в жидкостных ракетных двигателях наталкивается на большие трудности.

Вместе с тем из-за возросшего значения в последнее время экологических проблем, топлива, которые сами и их продукты сгорания сильно загрязняют среду, подвергаются серьезной критике. С этих позиций предполагают, что такие компоненты, как несимметричный диметилгидразин, фтор и его производные, бериллий и др., несмотря на их большие энергетические достоинства, будут использоваться в будущем в ограниченном масштабе.

С другой стороны, наиболее перспективным топливом является кислородно-водородное, которое не загрязняет среду и будет все шире применяться в ракетной технике.

Третья характерная черта развития ЖРД - постоянное форсирование и улучшение его основных параметров.

С одной стороны, имеет место значительное повышение тяги одиночного двигателя, например, самый «большой» ЖРД конца второй мировой войны имел $P \approx 0,246 \cdot 10^6$ Н, современные двигатели имеют $P \approx (5,0 \div 10) \cdot 10^6$ Н, Прорабатыва-

ются и изучаются двигатели и с большим значениями тяги, которые могут быть необходимы для дальнейших космических программ, а с другой - значительный рост давления в камере сгорания (КС). Если двигатели конца второй мировой войны имели $p_k \approx (15 \div 25) \cdot 10^5$ Па, то в современных двигателях давление в КС достигает $p_k \approx (150 \div 300) \cdot 10^5$ Па и имеет тенденцию к дальнейшему повышению.

Увеличение давления в КС сразу улучшает три важных показателя: повышается удельный импульс, уменьшаются габариты и масса.

Удельный импульс увеличивается ввиду увеличения степени расширения газов в сопле, т. е. p_k/p_a . Если при $p_k/p_a = 20 \div 25$ удельный импульс $I_y = (0,6 \div 0,65) I_{ymax}$, то при $p_k/p_a = 2000 \div 4000$ удельный импульс $I_y = (0,8 \div 0,85) I_{ymax}$, где I_{ymax} - максимально возможный удельный импульс данного топлива при бесконечном расширении, т. е. при $p_k/p_a = \infty$. Хотя; современнее ЖРД используют возможности по удельному импульсу топлив достаточно хорошо - 80 - 85%, однако часть этих возможностей все же теряется. Это резерв, за счет которого будет увеличиваться I_y при дальнейшем повышении p_k .

Габариты двигателя уменьшаются с повышением p_k . Дело в том, что при одной и той же тяге и одинаковом давлении на срезе сопла p_a увеличение p_k пропорционально уменьшает площадь критического сечения $F_{кр}$, причем из-за увеличения удельного импульса уменьшение $F_{кр}$ происходит даже сильнее увеличения p_k . Вместе с этим несколько уменьшаются площадь среза F_a и длина сопла, хотя степень расширения газов в сопле p_k/p_a и соответственно относительная площадь среза

$\overline{F}_a = F_a / F_{кр}$ увеличились. Одновременно с этим уменьшаются поперечные и продольные размеры самой КС.

Таким образом, контуры КС и сопла с большим p_k полностью вписываются внутрь контуров КС и сопла с меньшим p_k . Если еще учесть, что с ростом p_k повышается требуемое давление подачи, которое вызывает увеличение оборотов ТНА и соответствующее снижение поперечных размеров последнего, то в целом двигатель с большим p_k будет иметь меньшие габариты по сравнению с аналогичным двигателем, но с меньшим p_k .

Все это, вместе взятое, не увеличивает, а снижает, как показывает практика, массу двигателя. Это связано с тем, что хотя агрегаты и элементы двигателя работают с большими давлениями и сильнее нагружены, но ввиду их меньших размеров упрощаются проблемы обеспечения прочности конструкции. Это сказывается на снижении общей металлоемкости конструкции двигателя и, следовательно, на ее массе.

Количественно улучшение массовых характеристик современных ЖРД можно видеть по снижению удельной массы двигателя - отношению массы двигателя к тяге. Так, если двигатели конца второй мировой войны имели удельную массу $m_{д} = (0,037 \div 0,050) \cdot 10^{-3}$ кг/Н, то современные двигатели с $p_k = (150 \div 200) \cdot 10^5$ Па имеют $m_{д} = (0,0075 \div 0,010) \cdot 10^{-1}$ кг/Н, т. е. на 10000 Н тяги приходится меньше 10 кг массы двигателя. Конечно, снижение удельной массы современных двигателей достигнуто не только за счет «чистого» повышения p_k , но и за счет совершенствования конструкции и применения новых материалов.

Четвертая характерная черта развития ЖРД - все более глубокое изучение рабочего процесса в камере и других агрегатах двигателя. Практика показывает, что без достаточных знаний рабочего процесса в КС, газогенераторе (ГГ) и ТНА трудно с большой полнотой использовать энергетические воз-

возможности современных топлив, создавать высоконадежные с большим ресурсом двигатели, совершенствовать конструкцию и снижать массу двигателя.

Глубокие исследования рабочего процесса в камере позволили с одной стороны, снизить потери удельного импульса из-за несовершенства организации процессов, протекающих в КС и сопле, а с другой - снизить потребные объемы и размеры КС и длину сопла. Появились и широко используются более совершенные смесительные элементы и головки, малогабаритные и форсированные КС, повсеместно используются профилированные сопла.

Продолжается интенсивное изучение теплозащиты и охлаждения стенки камеры: отрабатываются экономичные системы внутреннего охлаждения; появляются пористые стенки в разрабатываемых конструкциях двигателей. Все это позволяет обеспечить надежную теплозащиту и охлаждение современных двигателей с высокоинтенсивным рабочим процессом. Вместе с этим удастся снизить потери удельного импульса, связанные с организацией теплозащиты стенки.

Большое внимание уделяется проблеме устойчивости горения топлив в КС и ГГ: разрабатываются новые теории, лучше и точнее учитывающие многие факторы и гидродинамической и химико-физической природы; применяются новые методы исследований, а также испытаний натуральных двигателей с целью экспериментального определения их «вибрационных» характеристик и прогнозирования устойчивости рабочего процесса на рабочих режимах; разрабатываются проблемы моделирования рабочего процесса, что особенно важно при создании двигателей с большими тягами [$P > (0,1 \div 1) \cdot 10^6 \text{ Н}$].

Вместе с этим интенсивно ведутся исследования процессов в других агрегатах и элементах ЖРД - газогенераторах, насосах, турбинах, системах наддува баков и бустерных ТНА, в агрегатах управления и регулирования.

Большое внимание уделяется исследованиям надежности ЖРД как в целом, так и составляющих его агрегатов. Здесь много проблем: разработка путей и методов повышения

надежности ЖРД и его агрегатов, методов количественной оценки и сравнения этих путей; как экспериментально определять и оценивать надежность двигателя по «малому» числу экспериментов и испытаний; как вести расчеты надежности ЖРД в целом и отдельных его элементов в процессе проектирования; как проводить «ускоренные» испытания для определения надежности к др.

Особое место занимают исследования методов испытания ЖРД в процессе его отработки и доводки. Здесь стоит важная задача - как вести испытания, какие параметры задавать, сколько проводить запусков т. п., чтобы путем испытаний небольшого числа экземпляров двигателя получить наибольшую информацию о его работоспособности, параметрах и соответствии требованиям технического задания.

Развивается новое направление исследований - теория и практика диагностики ЖРД, его агрегатов и систем. Стремятся найти способы оценки и определения состояния и работоспособности агрегатов и систем ЖРД в процессе его работы по каким-то поддающимся измерению параметрам. На основе получаемой информации разрабатывают определенные методы предупреждения аварийных состояний агрегатов и систем. Внедрением в практику диагностических систем предполагается повысить надежность ЖРД.

Таким образом, одна из характерных современных тенденций в развитии ЖРД - усиление всесторонних исследований во всех областях ЖРД. Эти исследования составляют ту основу, на которой происходит создание с меньшими затратами и в более короткие сроки высокоэффективных и надежных ЖРД, способных решать все усложняющиеся задачи ракетной техники.

Пятая характерная черта развития ЖРД - непрерывное совершенствование конструкции всех агрегатов, систем и элементов ЖРД. Вместе с этим совершенствуется и сама принципиальная схема двигательной установки, объединяются все составные части ЖРД в одно целое, обеспечивая их рациональную связь взаимодействия.

Для улучшения характеристик, упрощения эксплуатации и совершенствования конструкции ЖРД рабочее тело привода турбины ТНА генерируют, как правило, из основных компонентов топлива в газогенераторе, в который они подаются тем же ТНА.

В дальнейшее совершенствование ЖРД существенный вклад внесло широкое распространение схем ЖРД с дожиганием генераторного газа различного типа. Эти схемы позволили значительно улучшить рабочие, эксплуатационные и конструктивные параметры современных ЖРД.

Наметилась тенденция: при схеме ЖРД с дожиганием иметь единую компоновку ТНА с камерой, при которой турбины ТНА расположены непосредственно в ней. В конструкции ЖРД применяют неразъемные соединения, различного рода пластические материалы, теплостойкие покрытия, тугоплавкие материалы, которые повышают надежность, снижают массу и позволяют повысить значение удельного импульса.

Коренному улучшению подверглась конструкция камер, большинство из которых делают паяными, в том числе трубчатые камеры. Благодаря этому удалось сделать внутреннюю стенку камеры весьма тонкой, что в большой мере облегчает решение проблемы охлаждения камеры при высоком давлении в камере сгорания и повышении температуры пристеночного слоя. Это позволяет повысить, удельный импульс и снизить массу камеры.

Наблюдаются в некоторых случаях тенденции к созданию камер, имеющих элементы без наружного проточного охлаждения. Стенки этих камер защищаются внутренним охлаждением, а также применением теплозащитных покрытий и тугоплавких материалов. Это позволяет упростить конструкцию, снизить массу камеры. Например, у некоторых двигателей концевая часть сопла с большим расширением не имеет наружного охлаждения. Отвод тепла от этой части сопла осуществляется за счет излучения в окружающее пространство.

Продолжают совершенствоваться турбины и насосы ТНА. Так, в современной ТНА часто используются генераторный газ с повышенной температурой. Это улучшает эффективность турбины и характеристики всего ТНА. С этой же целью при разработке ТНА большое внимание уделяется повышению КПД турбины и насосов, увеличению напорности крыльчаток, антикавитационных свойств, более рациональной конструкции соплового блока и проточной части турбины и насосов. Получила развитие тенденция применения бустерных насосов, устанавливаемых непосредственно на баках и приводимых специальной турбиной - БТНА. Все это повышает эффективность современных ТНА; позволяет быстроходным ТНА, имеющим малые габариты и массу, подавать большие расходы компонентов с высокими давлениями подачи и малыми давлениями наддува топливных баков.

Для многих современных ЖРД стала обязательной система управления вектором тяги (УВТ). Эта система вызвала появление разнообразных конструктивных решений. Она может быть обеспечена: специальной конструкцией карданной подвески камеры или всего двигателя; устройством специальных управляющих сопел, работающих на генераторном газе, особенно после выхлопа из ТНА; дополнением основного двигателя специальными рулевыми двигателями малой тяги и т. п. Введение системы УВТ усложняет конструкцию двигателя, но, с другой стороны, дает большой выигрыш в летных характеристиках ракеты.

Частой особенностью многих современных ЖРД большой тяги является их многокамерная или многодвигательная конструктивная схема. Это направление в развитии ЖРД имеет определенные преимущества: используются надежные и проверенные узлы и агрегаты, дешевле и быстрее используются производственные и испытательные возможности; проще решается проблема УВТ; сокращаются продольные габариты двигателя.

Новым конструктивным элементом современных двигательных установок в некоторых случаях является оснащение

их специальной электронно-вычислительной системой - своего рода электронным «мозгом» двигателя. Назначение такого электронного блока - обеспечение полной автоматизации управления работой двигателя; от предполетного контроля и запуска до останова и послеполетного контроля (при многократном применении двигателя). Такой электронный блок непрерывно получает и обрабатывает обширную информацию, поступающую от многочисленных датчиков, измеряющих различные параметры во многих точках двигательной установки. На основе обработки этой информации электронный блок в каждый момент знает состояние практически всех агрегатов и элементов двигателя, контролирует их работу и вырабатывает соответствующие команды - решения различным исполнительным органам и системам. На такой электронный блок могут быть возложены и задачи диагностики двигателя.

Такой электронный блок обеспечивает надежную работу двигателя, оптимизацию его режимов работы и согласование параметров двигателя с характеристиками ЛА на всем протяжении полета.

Наконец, прорабатываются и моделируются новые компоновки ЖРД на основе использования сопел с центральным телом. Главные преимущества - сокращение продольных габаритов двигателя и увеличение среднего по траектории удельного импульса за счет эффекта авторегулирования высотности сопла.

Например, для двигателей большой тяги (порядка 10^7 Н) прорабатывается компоновка, при которой используется связка большого числа модульных камер, объединенных одной общей сверхзвуковой частью сопла с центральным телом, внешнего или внутреннего расширения. Кроме того, для этой схемы в случае двигателей мощных ракетносителей есть предложение использовать при полете в атмосфере воздух для увеличения удельного импульса. Для этого организовывается забор и приток воздуха в центральную часть сопла.

Прорабатывается подобная компоновка двигателя и для следующего МТКС, одна из них, называемая «линейный» дви-

гатель, предполагает объединение нескольких модульных камер сверхзвуковой частью сопла с центральным телом, имеющим прямоугольную форму в сечении.

В связи с разработкой многоразовых транспортно-космических систем (МТКС), в основе которых находится космический ракетоплан, сочетающий свойства и возможности ракеты и самолета, появляется новое направление в ракетном двигателестроении. При этом ЖРД должны иметь высокую эффективность, надежность, многократность использования и значительный ресурс. Чтобы создать такие двигатели, приходится сталкиваться со сложными задачами, которые исходя из предшествующего опыта, знаний и достижений в области конструкции и технологии успешно решаются. Хотя сейчас МТКС не вышли за пределы первых испытаний, но уже сейчас исследуются и прорабатываются пути их дальнейшего развития и совершенствования. В этом направлении особенный интерес представляет одноступенчатая система, как наиболее простая и надежная. Основой таких МТКС второго поколения, как их называют, является высокоэффективная двигательная установка. Предложены и изучаются ряд схем и проектов таких двигателей, например трехкомпонентный ЖРД. Этот двигатель в начале траектории полета работает на кислородно-углеводородном топливе, а достигнув больших высот, переходит на кислородно-водородное топливо. Изучаются варианты, в которых вместо углеводорода типа керосин будет криогенный углеводород типа жидкого метана. При таком горючем улучшаются эксплуатационные характеристики многоразового двигателя.

В заключение нельзя не сказать о резервах повышения эффективности ЖРД. Это, во-первых, более тщательный выбор основных проектных параметров двигателя путем точного согласования их с характеристиками ЛА и с последующей оптимизацией этих параметров. Во-вторых, более точный выбор и расчет вариантов схемы, агрегатов и устройств самого двигателя. Проведение тщательного и точного анализа вариантов схемы, агрегатов и устройств двигателя, использование высо-

коточных методов расчета рабочих процессов и конструкций позволяют получить оптимальный вариант двигателя для данного ЛА. В-третьих, используя методы математического моделирования, можно на стадии проектирования и проанализировать все основные режимы работы двигателя, установить и выяснить динамические и статические характеристики. Проведение подобных модельных испытаний позволяет получить не только картину работы двигателя до его изготовления и натуральных испытаний, но и добиться оптимального соответствия и увязки параметров двигателя с характеристиками ЛА. Условия повышения эффективности ЖРД тесно связаны между собой, так как они опираются на расчетно-теоретические методы исследования и анализа и математическое моделирование процессов в двигателе с использованием ЭВМ. Для проведения расчетных исследований предполагается комплексное использование ЭВМ, при котором расчеты двигателя тесно связаны с расчетом характеристик ЛА. Более полное использование резервов повышения эффективности ЖРД возможно при разработке системы автоматизированного проектирования двигателя, которая должна обеспечить организацию целенаправленного поиска оптимальных вариантов двигателя исходя из заданных условий его работы и применения на данном ЛА. Поэтому разработка системы автоматизированного проектирования (САПР) - актуальная задача двигателестроения.

Отмеченные характерные черты не исчерпывают всех направлений развития ЖРД, однако они являются главными. В будущем можно ожидать новых значительных успехов в ракетном двигателестроении и, как следствие этого, новых достижений и космической техники.

7.2. Транспортные космические системы будущего

7.2.1. Спасительное крыло

Любая современная ракета с ее мощными двигателями и многочисленными сложными системами служит лишь один

раз! Произведен запуск, и, удалось или не удалось вывести полезный груз на космическую орбиту, все равно ракета перестает существовать.

Разумеется, положение улучшилось бы, если бы удалось создать космическую ракету-носитель, пригодную для повторного запуска. Для этого нужно обеспечить возврат ступеней ракеты на Землю без сколько-нибудь серьезных повреждений.

Как же этого можно добиться? Может быть, спускать отработавшие ступени на Землю на парашютах? Или, еще лучше, на воду? А может быть, вместо парашюта использовать специальное надувное планирующее крыло - пароплан? Или тормозные ракетные двигатели?

Но, пожалуй, наиболее перспективен иной путь. Кстати, он уже проверен практикой. Речь идет о создании ракетоплана. Именно крыло - основа всей современной авиации - может стать в буквальном смысле спасительным для космических ракет, и не только спасительным, но и выгодным.

В феврале 1940 г. летчик В.К. Федоров совершил полет на сконструированном С.П. Королевым планере с жидкостным ракетным двигателем, а 15 мая 1942 г. в воздух поднялся уже не планер с небольшим ЖРД, а ракетоплан, разработанный А.Я. Березняком и А.М. Исаевым под руководством Г.Я. Блеховитинова. Пилотировал самолет летчик-испытатель Г.Я. Бахчиванджи. ЖРД самолета разработан под руководством Л.С. Душкина. Стартовая масса самолета 1500 кг при запасе топлива массой 500 кг.

Это был первый полет ракетоплана, осуществленный в нашей стране.

Еще одно важное преимущество ракетоплана: на нем наряду с ЖРД могут быть установлены воздушно-реактивные двигатели авиационного типа. Принципиальное отличие воздушно-реактивных двигателей от ракетных состоит в том, что необходимый для сгорания топлива кислород находится не на борту, а черпается из окружающей среды. А это дает серьезный экономический выигрыш, так как масса кислорода примерно в 6 раз превышает массу горючего.

7.2.2. Воздушно-реактивные двигатели

Теория воздушно-реактивных двигателей (ВРД) была разработана академиком, Героем Социалистического Труда, лауреатом Ленинской и Государственной премий Б.С. Стечкиным. В 1929 г. он опубликовал свою работу «Теория воздушно-реактивного двигателя».

Постараемся вкратце ознакомиться с устройством ВРД. Начнем с турбореактивных двигателей, затем рассмотрим турбовинтовые и двухконтурные двигатели, закончим обзор прямоточными двигателями и турбопрямоточными двигателями.

Турбореактивный двигатель (ТРД) состоит из входного устройства, компрессора, камеры сгорания, газовой турбины, выходного сопла (рис. 7.1, А). Атмосферный воздух поступает во входное устройство, где от скоростного напора происходит сжатие воздуха и давление увеличивается. Затем поток воздуха направляется в компрессор, в котором происходит дальнейшее увеличение давления. Из компрессора сжатый воздух устремляется в камеру сгорания, куда через форсунки впрыскивается мелкодробленое топливо. В результате смешения воздуха и топлива получается топливовоздушная смесь, которая, сгорая, образует рабочее тело – горючие газы. Выходя из камеры сгорания, газы приводят во вращение турбину, а затем с большой скоростью выходят из сопла. При этом образуется сила тяги.

В турбовинтовом двигателе (ТВД) в отличие от турбореактивного реактивная сила тяги создается лишь за счет небольшой части энергии горючих газов. В основном эта энергия используется турбиной, которая заставляет работать не только компрессор, но и воздушные винты. Они-то и создают главную силу тяги, заставляющую летательный аппарат двигаться вперед (рис. 7.1, Б).

В последнее время все более широкое применение находят двухконтурные (турбовентиляторные) двигатели (ТРДД). По своим характеристикам они занимают промежуточное по-

ложение между турбовинтовыми и турбореактивными (рис. 7.1, В),

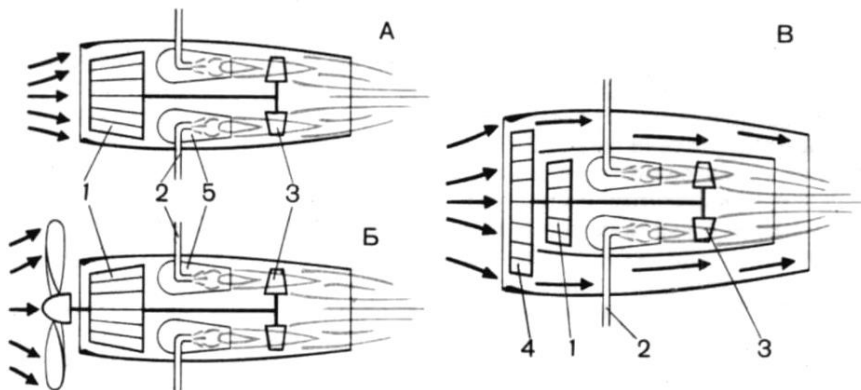


Рис. 7.1. Воздушно-реактивные двигатели:
А - турбореактивный двигатель; Б - турбовинтовой двигатель; В - двухконтурный турбореактивный двигатель; 1 - компрессор; 2 - горючее; 3 - турбина; 4 - вентилятор; 5 - камера сгорания

В прямоточном воздушно-реактивном двигателе (ПВРД) встречный поток воздуха тормозится перед входом в него и во входном устройстве (диффузоре). При этом давление воздуха повышается до такой степени, что становится возможным горение впрыскиваемого топлива (рис. 7.2). При дозвуковых скоростях полета в ПВРД попадает мало воздуха. Следовательно, он будет создавать небольшую силу тяги. Возрастание скорости полета приводит к увеличению количества поступающего в двигатель воздуха и улучшению его экономичности.

В итоге нашего краткого ознакомления с ВРД можно сделать такие выводы. ТРД может обеспечить полет до скорости 1,0-1,2 км/с. При больших скоростях он не применим. Почему? ТРД выгоден в диапазоне скоростей полета, при которых давление поступающего в двигатель воздуха меньше давления газов за турбиной. Если же происходит выравнивание давлений, то компрессор не нужен. В этом случае целесообразно направлять воздух прямо в камеру сгорания двигателя.

Равенство давлений достигается как раз при указанных скоростях полета.

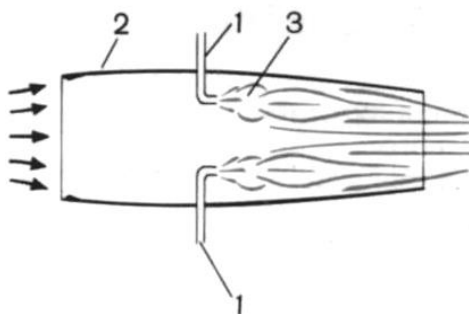


Рис. 7.2. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель:

1 - поступление горючего; 2 - поступление воздуха; 3 - сгорание топлива

Но мы уже знаем, что ПВРД, будучи эффективным при больших скоростях полета, не может самостоятельно стартовать и разогнаться. Турбореактивный же двигатель, наоборот, при разгоне развивает большую силу тяги. Возникла мысль объединить двигатели обоих типов в одной силовой установке. Двигатель, в котором органически объединяются турбореактивный и прямоточный двигатели, получил название турбопрямоточного (ТПРД).

На взлете и разгоне турбопрямоточный двигатель работает, как ТРД, но при скорости полета 1,0-1,2 км/с переходит на работу по схеме ПВРД.

Таким образом, поставленным требованиям наилучшим образом удовлетворяют турбопрямоточные двигатели. Однако таких двигателей нужной мощности еще нет.

7.2.3. ТКС в будущем

В настоящее время во многих странах обсуждаются различные варианты транспортных космических систем (ТКС), способных доставить на орбиту грузы, научное оборудование и людей. Рассмотрим некоторые из них в следующей последовательности:

А - двухступенчатые ТКС для доставки на орбиту и спуска на Землю различных грузов, технологического оборудования, пассажиров;

Б - воздушно-космические самолеты с ЖРД;

В - воздушно-космические самолеты с турбопрямоточными (многорежимными) двигателями и ЖРД;

Г - частично спасаемые транспортные средства;

Д - ТКС для доставки на орбиту, например, больших грузов.

Сегодня еще нет окончательных конструктивных решений и бесспорных суждений относительно того, какими должны быть космические транспортные средства в ближайшем будущем. Вероятно, только опыт, накопленный в процессе их постройки и эксплуатации, позволит выбрать наиболее оптимальный вариант.

Двухступенчатые транспортные космические системы (ТКС). Начнем ознакомление с транспортной космической системы, состоящей из самолета-носителя и воздушно-космического самолета (ВКС), снабженного ЖРД. Каковы же наиболее важные преимущества ТКС перед ракетами-носителями, выполняющими практически те же задачи?

Для ответа на этот вопрос рассмотрим, как изменяется расход топлива в процессе разгона до орбитальной скорости при ракетном и самолетном стартах. Оказывается, что разгон до одной и той же скорости этими двумя способами требует разной массы горючего. Например, для разгона трехступенчатой ракеты до скорости, равной 30% орбитальной, требуется топлива, масса которого составляет 50% стартовой массы ракетной системы, а до орбитальной скорости - более 85% стартовой массы.

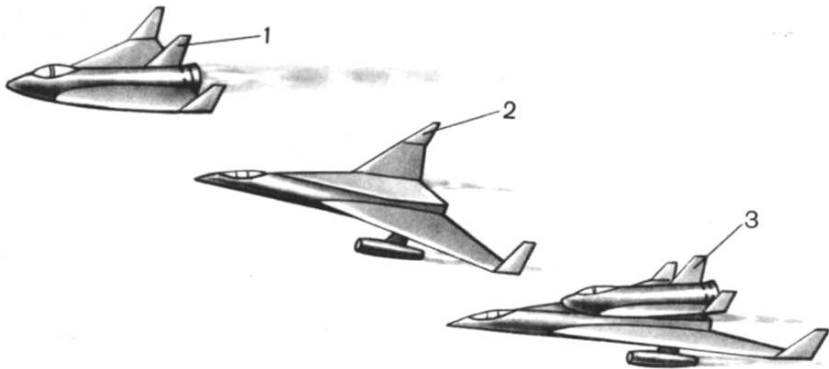


Рис. 7.3. Проект двухступенчатой транспортной космической системы:

1 - воздушно-космический самолет с ЖРД; 2 - самолет-носитель;
3 - совместный полет

Стартовая масса - 500 т.

Масса полезного груза - 7 т.

Разгон с помощью самолета-носителя (рис. 7.3) до скорости, составляющей 30% орбитальной, требует расхода топлива, масса которого составляет всего 7% стартовой массы, а до орбитальной скорости - 65% стартовой массы. Как видим, разница в расходе топлива весьма существенная.

Указанные преимущества самолетного старта по сравнению с ракетным обусловлены, главным образом, экономичностью применяемых двигателей.

Итак, задача состоит в том, чтобы поднять ВКС на возможно большую высоту и разогнать до возможно большей скорости. Двухступенчатая ТКС, использующая сверхзвуковой самолет-носитель с авиационными двигателями (см. раздел 7.2.3.1.), сможет обеспечить доставку второй ступени - ВКС на высоту 20-30 км при скорости полета в 2,5-3 раза превышающей скорость звука (750-900 м/с).

После завершения стадии разгона ВКС сможет выводиться на орбиту с помощью ЖРД, а носитель возвратится на базу. Воздушно-космическим самолетам, или ракетопланам, предстоит выполнять самые разнообразные перевозки. Одни станут

как бы машинами «скорой помощи» для экипажей, терпящих бедствие. В этом случае аппарат снабдят всем необходимым для ликвидации последствий аварии, для оказания медицинской помощи пострадавшим, для длительного пребывания космонавтов-спасателей в открытом космосе.

Другие машины будут выполнять функции грузовозов-контейнеров, содержащих в себе полностью смонтированный автоматический спутник Земли. Выйдя на орбиту, ракетоплан выпустит спутник, а сам возвратится на базу. Ученые предполагают, что и сам ракетоплан может быть использован как космическая научно-исследовательская лаборатория. Выполнив исследовательское задание, аппарат возвратится в заданную точку земного шара.

Наконец, космический «транспортник» сможет быть использован для перевозки пассажиров, доставки их на орбитальные станции и возвращения на Землю.

Конечно ракетоплан будет мало похож на своих земных собратьев. Общим у них останется только способ образования подъемной силы с помощью крыла.

При входе в плотные слои атмосферы поверхность ракетоплана будет нагреваться. Все космические аппараты выдерживают спуск благодаря наличию «жертвенного слоя» - специальной обмазки. У ракетоплана задача защиты от нагрева решается применением теплостойкого покрытия (в виде плиток) способного сохранять прочность при температуре более 1500°C. Наиболее подвержены нагреву передняя часть фюзеляжа и кромка крыла. Их покрытия изготавливают из бериллия. Это твердый металл, плавящийся только при температуре 1284°C. Особенно ценно то, что будучи в полтора раза легче алюминия, бериллий в то же время прочнее многих сталей.

Воздушно-космический самолет с ЖРД. Воздушно-космический самолет сможет взлетать со стартовой тележки, а при посадке использовать несущую способность крыла. Не исключается также вертикальный взлет самолета с помощью ускорителей (рис. 7.4).

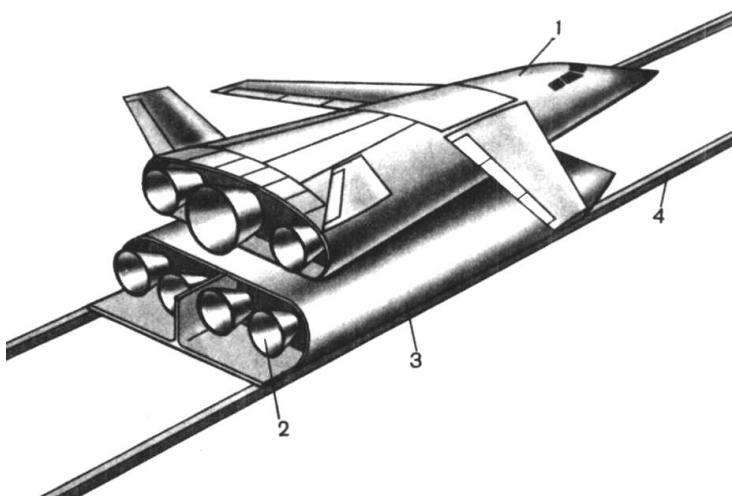


Рис. 7.4. Проект воздушно-космического самолета с ЖРД:

1 - воздушно-космический самолет; 2 - пороховые ускорители;
3 - стартовая тележка; 4 - направляющие рельсы

Стартовая масса - 2000 т.

Масса доставляемого на орбиту полезного груза - 30 т.

Топливо - 82,5%, конструкция - 10%; полезный груз - 1,5%.

Прочие агрегаты и вещества - 6%

Основные сведения, характеризующие массу самолета и геометрические размеры, приведены на рисунке. При стартовой массе 2000 т самолет способен доставить на околоземную орбиту полезный груз массой 30 т. Таким образом, масса полезной нагрузки по отношению к стартовой массе составляет 1,5%. Однако следует заметить, что при современном уровне космической техники построить такой самолет весьма сложно. Но намечающийся прогресс в создании более совершенных ЖРД и новых материалов позволит в ближайшем будущем решить и эту проблему.

На ВКС предполагается установить двухрежимные ЖРД. На этапе взлета в нижних слоях атмосферы в качестве топлива будет использоваться жидкий кислород и керосин. Затем

включится второй режим, при котором горючим будет жидкий водород.

Керосин менее эффективное горючее, чем жидкий водород, но он значительно плотнее и, следовательно, требует баков меньших объемов.

Воздушно-космический самолет с ТПРД и ЖРД. В последние годы ученые и инженеры стали работать над созданием аппаратов с комбинированной силовой установкой, состоящей из нескольких турбопрямоточных двигателей (ТПРД) и жидкостно-реактивных двигателей (ЖРД) (рис. 7.5).

Треугольное крыло самолета имеет многочисленные отсеки, в которых размещается топливо. Под крылом установлены десять ТПРД и три мощных ЖРД. Взлет самолета и набор высоты 30 км с разгоном до скорости 1800 м/с осуществляется с помощью ТПРД. При дальнейшем разгоне до скорости 2200 м/с одновременно работают ТПРД и ЖРД. После этого работают только ЖРД, обеспечивающие выведение самолета на орбиту.

Компоненты топлива находятся в баках, стенки которых являются частью внешней поверхности аппарата. Жидкий кислород размещается в крыле, а жидкий водород в баках, находящихся в корпусе. В качестве одного из способов повышения эффективности силовой установки предлагается использовать ЖРД, работающий на двух видах горючего. На первом этапе взлета более эффективно углеводородное горючее большой плотности, а на втором этапе целесообразнее использовать менее плотное горючее, например жидкий водород.

Стартовая масса аппарата 2250 т, на топливо приходится 1800 т. Фактически это огромная летающая цистерна, способная доставить на орбиту полезный груз массой 90 т.

ТКС для доставки на орбиту больших грузов. Будущие транспортные операции потребуют ежегодной доставки на орбиту грузов массой десятки тысяч тонн. Несомненно, грузовой поток будет непрерывно увеличиваться.

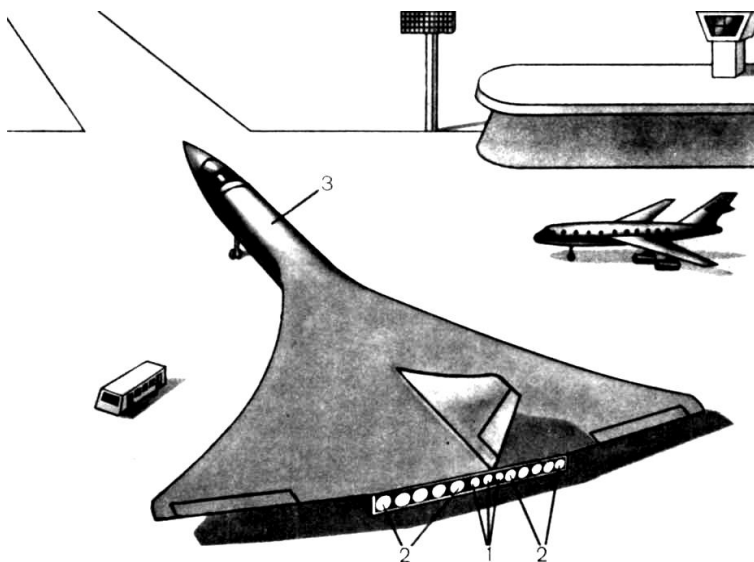


Рис. 7.5. Проект воздушно-космического самолета с турбопрямоточными двигателями и ЖРД;

1 - ЖРД; 2 - ТПРД; 3 - грузовой отсек

Стартовая масса - 2250 т.

Масса доставляемого на орбиту полезного груза - 90 т.

Масса топлива - 1800 т.

Тяга двигателей: ТПРД $500\text{кН} \times 10 = 5000\text{кН}$, ЖРД $4000\text{кН} \times 3 = 12000\text{кН}$

Проблема может быть решена при наличии транспортных средств грузоподъемностью в несколько сот тонн. Проект двухступенчатой транспортно-космической системы баллистического типа грузоподъемностью 450 т показан на рис. 7.6.

При взлете работают двигатели I ступени. После израсходования топлива эта ступень отделяется, включаются двигатели II ступени, и она выходит на орбиту.

На I ступени в качестве горючего используется керосин, а в качестве окислителя - жидкий кислород. Десять ЖРД расположены в днище ступени, которое одновременно выполняет функцию теплового экрана. Двойная обшивка днища охлажда-

ется циркулирующей водой. Суммарная сила тяги двигателей I ступени – $9 \cdot 10^7$ Н.

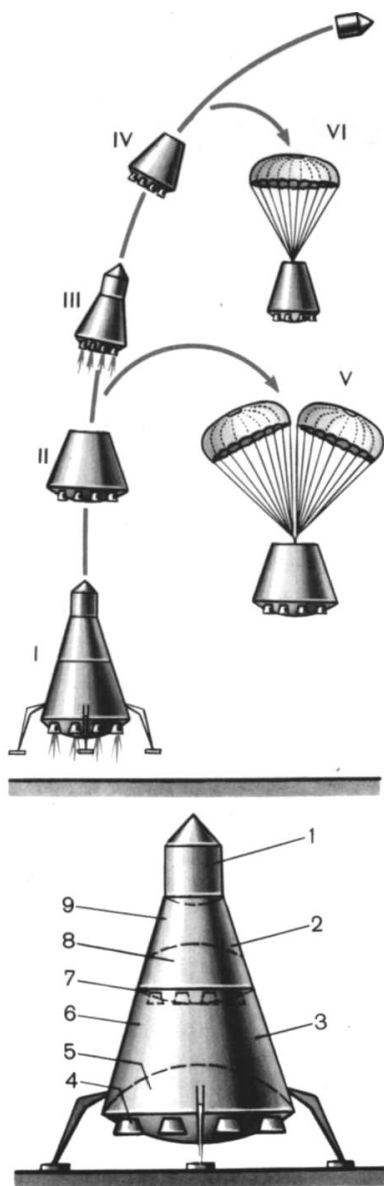


Рис. 7.6. Схема полета транспортной космической системы по доставке на орбиту грузов большой массы:

- I - старт системы с Земли;
 - II - отделение I ступени;
 - III - включение ЖРД II ступени;
 - IV - отделение II ступени;
 - V - спуск на парашюте I ступени;
 - VI - спуск на парашюте II ступени;
-
- 1 - отсек с полезным грузом;
 - 2 - II ступень;
 - 3 - I ступень;
 - 4 - ЖРД I ступени;
 - 5 - бак с углеводородным горючим;
 - 6 - бак с жидким кислородом;
 - 7 - ЖРД II ступени;
 - 8 - камера с жидким водородом;
 - 9 - камера с жидким кислородом

II ступень работает на жидком кислороде и жидком водороде. Семь ЖРД создают силу тяги около $1,5 \cdot 10^7$ Н и обеспечивают доставку полезного груза на орбиту. Ступень имеет абляционную теплозащиту. Тормозной импульс создается двумя двигателями системы маневрирования. После выпуска тормозного парашюта разворачиваются три больших основных парашюта. Мягкая посадка обеспечивается работой трех двигателей, которые включаются перед приземлением.

Какую массу будет иметь двухступенчатая транспортно-космическая система для доставки на орбиту полезного груза массой 450 т? Специалисты подсчитали: стартовая масса всей системы 9500 т, стартовая масса I ступени 6800 т, II ступени 2700 т. Масса топлива в I ступени 6000 т, II ступени 1900 т. Отношение массы полезного груза к стартовой массе составляет 4,7%.

Система сможет совершать до ста полетов в год и доставлять на околоземную орбиту грузы массой 45000 т. Расчетный срок службы 15 лет.

7.2.3.1. Авиационные двигатели

Конструктивные схемы различных типов авиационных газотурбинных двигателей [4] изображены на рисунках 7.7 – 7.19.

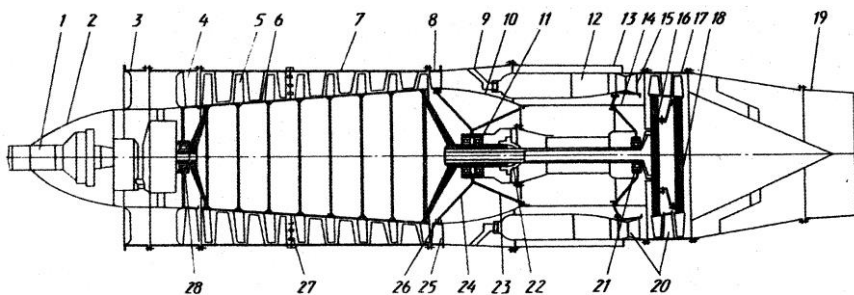


Рис. 7.7. Одновальный турбореактивный двигатель:

1 - турбостартер; 2 - обтекатель; 3, 7, 9 - передний, средний и задний корпуса компрессора; 4 - входной направляющий аппарат; 5 - рабочая лопатка; 6 - ротор компрессора; 8 - силовое кольцо; 10 - внутренний конус; 12 - жаровая труба камеры сгорания; 15 - рама талового аппарата; 16, 18 - рабочие колеса I и II ступеней газовой турбины; 17 - корпус газовой турбины; 19 - насадок реактивного сопла; 20 - сопловые аппараты I и II ступеней газовой турбины; 21, 11, 28 - задняя, средняя и передняя опоры ротора двигателя; 22 - соединительная муфта; 23, 24 - задняя и передняя конические диафрагмы; 25 - направляющая лопатка; 26 - внутренний обод направляющего аппарата; 27 - механизм перепуска воздуха

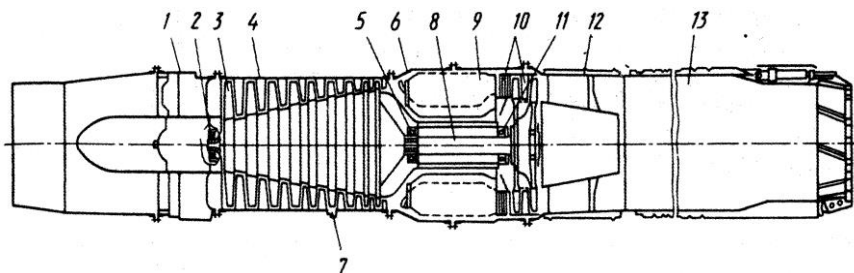


Рис. 7.8. Одновальный турбореактивный двигатель с форсажной камерой: 1, 4, 6 - передний, средний и задний корпуса компрессора; 2, 5, 11 - передняя, средняя и задняя опоры ротора двигателя; 3 - ротор компрессора; 7 - механизм перепуска; 8 - ротор газовой турбины; 9 - камера сгорания; 10 - сопловые аппараты газовой турбины; 12 - диффузор форсажной камеры; 13 - регулируемое реактивное сопло

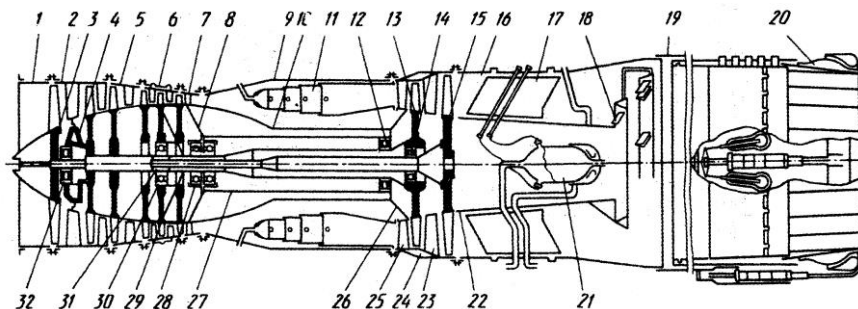


Рис. 7.9. Двухвальный турбореактивный двигатель с форсажной камерой: 1,2,5,6,7 - корпуса компрессора; 4, 8, 26 - корпуса опор; 3, 29 - роторы компрессоров низкого давления КНД и компрессоров высокого давления КВД; 9 - наружный корпус камеры сгорания; 10 - внутренний корпус камеры сгорания; 11 - жаровая труба камеры сгорания; 12, 14 - опоры роторов турбин низкого давления ТНД и турбин высокого давления ТВД; 13, 15 - роторы ТНД и ТВД; 16, 22 - наружная и внутренняя обечайки форсажной камеры; 17 - радиальные стойки; 18 - стабилизаторы; 19 - удлинительная труба; 20 - реактивное сопло; 21 - форкамера; 23, 25 - сопловые аппараты; 24 - корпус газовой турбины; 27 - корпус подшипников; 28, 30, 32 - опоры компрессора; 31 - шлицы

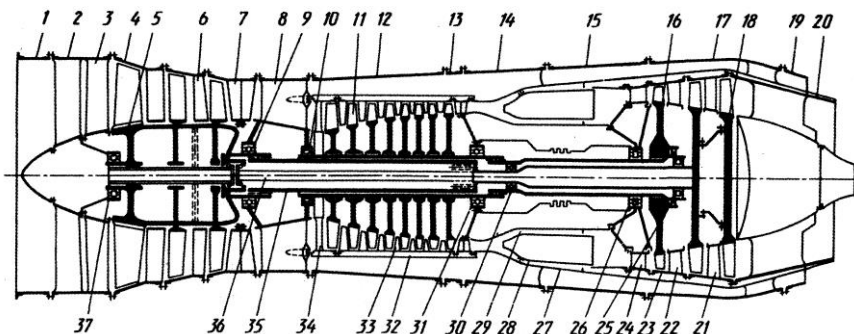


Рис. 7.10. Двухконтурный турбореактивный двигатель без смешения потоков контуров: 1 - проставка; 2, 4, 6, 7 - корпуса КНД; 3, 34 - входной направляющий аппарат ВНА, КНД, и КВД; 5, 11 - роторы КНД и КВД; 8 - разделительный корпус; 9, 10, 31, 37 - опоры роторов КНД и КВД; 12, 15 - корпуса передний и задний; 16, 18 - роторы ТНД и ТВД; 17, 20 - наружные корпуса сопел наружного и внутреннего конусов; 19 - насадок сопла наружного контура; 21, 22, 24 - сопловые аппараты; 25, 26, 30 - опоры роторов ТНД и ТВД; 27 - средний корпус диффузора; 28 - жаровая труба сгорания; 27 - внутренний корпус камеры сгорания; 32, 33 - корпуса КВД; 35 - шлицевой вал; 36 - стяжной болт

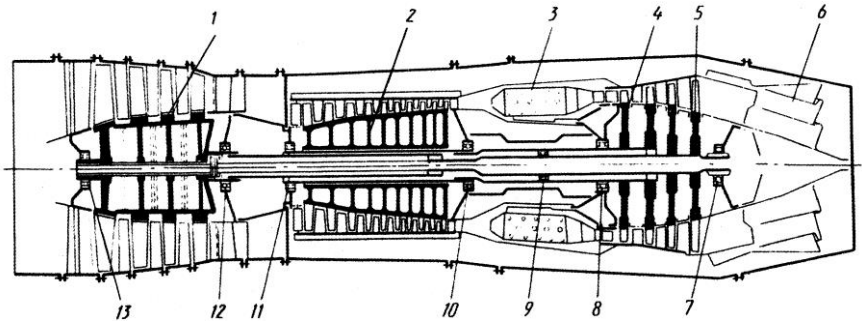


Рис. 7.11. Двухконтурный турбореактивный двигатель со смешением потоков контуров:

1 - КНД; 2 - КВД; 3 - камера сгорания; 4 - ТНД; 5 - ТВД; 6 - смеситель; 7, 9 - опоры ротора ТВД; 10, 11 - опоры ротора КВД; 12, 13 - опоры ротора КНД

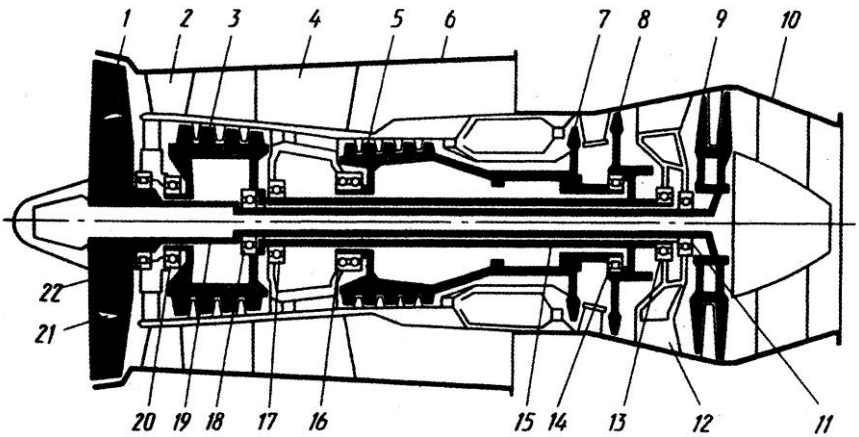


Рис. 7.12. Трехвальный двухконтурный турбореактивный двигатель:
 1, 3, 6- компрессоры НД, СД и ВД; 2 - направляющий аппарат; 4 - стойки корпуса наружного контура; 6 - корпус наружного контура; 7,8,9- турбины ВД, СД и НД; 10- выходное устройство; 11, 13, 14, 16, 17, 18,20,22- опоры роторов; 12- стойки задней опоры; 15, 19 - вая роторов НД, СД; 21 - противовибрационная полка

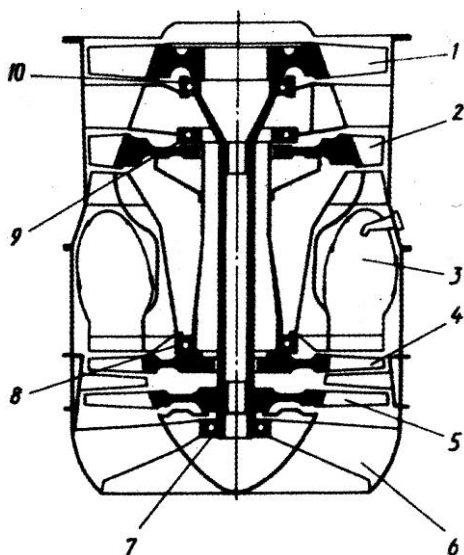


Рис. 7.13. Подъемный турбореактивный двигатель:
 1 - компрессор низкого давления; 2 - компрессор высокого давления; 3 - камера сгорания; 4 - турбина высокого давления; 5 - турбина низкого давления; 6 - сопло; 7, 10 - опоры ротора низкого давления; 8, 9 - опоры ротора высокого давления

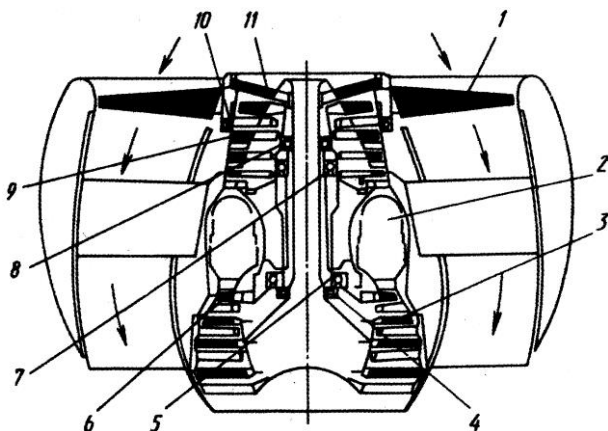


Рис. 7.14. Подъемный двухконтурный турбореактивный двигатель:
 1 - вентилятор (компрессор НД); 2 - камера сгорания; 3 - турбина низкого давления; 4, 8 - опоры ротора НД; 5, 7 - опоры ротора ВД; 6 - турбина ВД; 9 - компрессор ВД; 10 - опоры ступицы вентилятора; 11 - ступень нулевого напора

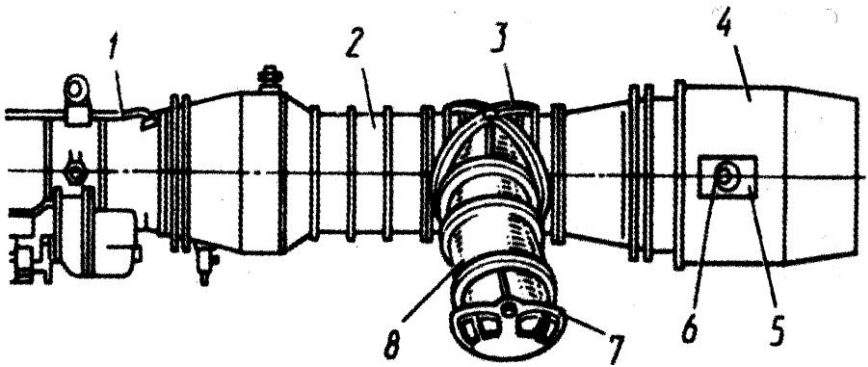


Рис. 7.15. Подъемно-маршевый двухконтурный турбореактивный:
 1 - ТРДД; 2 - удлинительная труба; 3 - устройство для отклонения тяги; 4 - форсажная камера; 5 - направляющие; 6 - ролик; 7 - реактивный насадок; 8 - поворотный патрубок

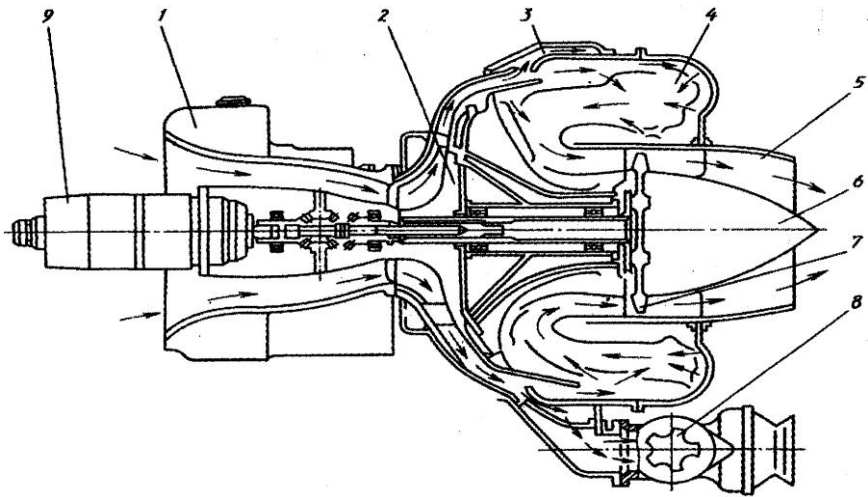


Рис. 7.16. Вспомогательный газотурбинный двигатель:
 1 - воздухозаборник; 2 - центробежный компрессор; 3 - ресивер; 4 - камера сгорания; 5 - сопло; 6 - корпус-обтекатель; 7 - турбина; 8 - перепускной клапан; 9 - электростартер

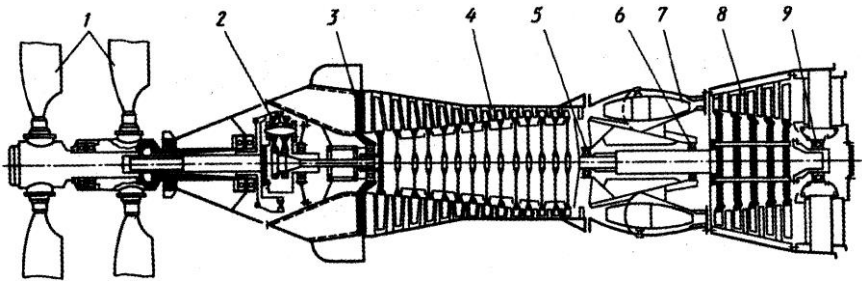


Рис. 7.17. Турбовинтовой двигатель:

1 - воздушные винты; 2 - редуктор; 3, 5 - опоры ротора компрессора; 4 - компрессор; 6, 9 - опоры ротора турбины; 7 - камера сгорания; 8 - газовая турбина

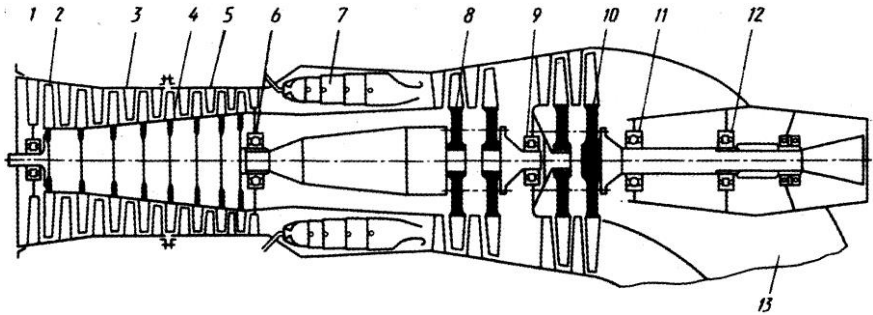


Рис. 7.18. Турбовальный двигатель:

1, 6 - опоры ротора компрессора; 2, 3, 5 - корпуса компрессора; 4 - ротор компрессора; 7 - камера сгорания; 8, 10 - роторы турбины компрессора и свободной турбины; 9, 11, 12 - опоры роторов турбин; 13 - выхлопное устройство

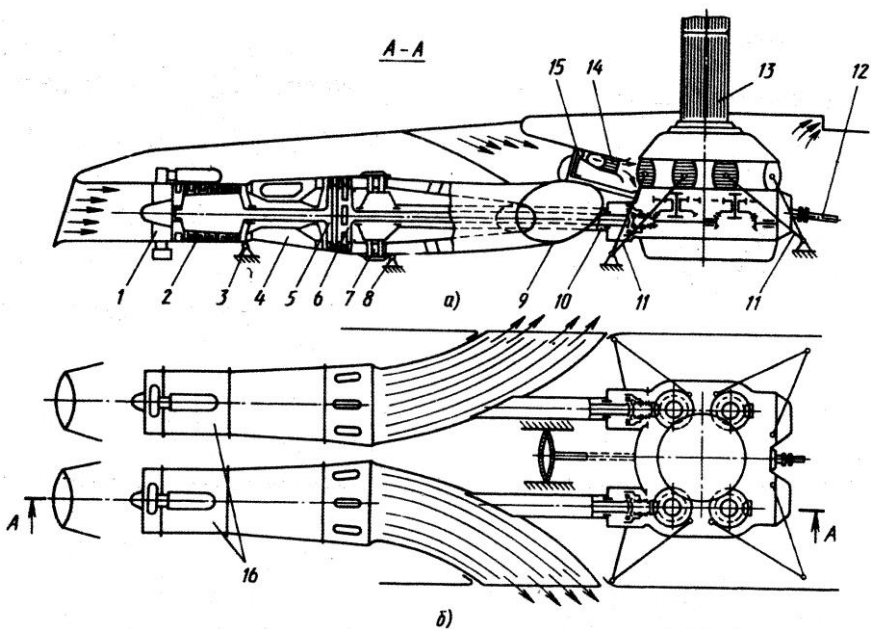


Рис. 7.19. Силовая установка вертолета, работающая на один главный редуктор:

а - вид сбоку; б - вид сверху; 1 - входной корпус компрессора; 2 - компрессор; 3 - передняя подвеска двигателя; 4 - камера сгорания; 5 - турбина компрессора; 6 - турбина винта; 7 - корпус турбины винта; 8 - задняя подвеска двигателя; 9 - выходное устройство; 10 - трансмиссия; 11 - подкосы крепления редуктора; 12 - привод хвостового винта; 13 - редуктор; 14 - масло радиатор; 15 - вентилятор; 16 - правый и левый двигатели

7.3. Автоматизация проектирования ЖРД

Проектирование двигателя ведется в соответствии с ТЗ, которое утверждается разработчиком ракетного комплекса, а создается им совместно двигателями. Техническое задание содержит информацию, определяющую топливо и схему двигателя, его основные параметры, такие, как тяга, соотношение компонентов, давление в камере сгорания и на срезе сопла и др. При определении этих характеристик разработчик ракеты пользуется, как правило, приближенной моделью двигателя и его параметров, позволяющей найти их значения, оптимальные в смысле целевой функции создаваемого комплекса.

Проектирование является многоуровневым иерархическим процессом с повторениями, возвратами к предыдущим стадиям. В соответствии с принятым в технике порядком разработка двигателя проводится в несколько этапов: техническое предложение, эскизное проектирование, рабочее проектирование. Каждый из названных этапов характеризуется определенным объемом расчетной работы и экспериментальной отработки.

На этапе выпуска технического предложения и эскизного проектирования производится анализ имеющегося опыта разработки в отечественном и зарубежном двигателестроении, выполняются теоретические и экспериментальные работы, рассматриваются перспективы развития отрасли техники. На этой основе принимаются решения о схеме двигателя, его основных параметрах. Выбираются характеристики регулирования двигателя, давление компонентов на входе ЖРД, решаются вопросы стыковки двигателя со смежными системами, оцениваются возможности производства, затраты, сроки создания двигателя.

После разработки и защиты технического предложения производится эскизное проектирование, выпускается техническая документация до сборочных чертежей узлов. Целью этого этапа является выбор основных рабочих и конструктивных параметров, увязка взаимодействия всех элементов конструкции,

выполнение необходимых расчетов, составление подробного плана отработки двигателя.

Разработка проекта двигателя заканчивается рабочим проектированием, в результате которого определяется конструктивная форма двигателя и всех его элементов, выпускается рабочая документация, на базе которой готовится технологическая документация и осуществляется подготовка производства.

Сложность рабочих процессов, протекающих в ракетных двигателях, невозможность при современном состоянии науки надежного теоретического определения с необходимой точностью характеристик устойчивости процесса горения, теплообмена, функционирования сложных узлов и т. д. делают неизбежными экспериментальные работы на модельных и натуральных объектах. Объем этих работ велик и определяет основные затраты средств и времени на разработку двигателя, достигающие, по зарубежным данным, сотен миллионов долларов и нескольких лет. Естественно стремление сократить эти затраты путем более всесторонней, глубокой и точной проработки при проектировании и более полного анализа экспериментальных данных. Более надежное определение параметров двигателя на основе углубленной проработки и оптимизации параметров двигателя на этапе проектирования сокращает цикл доводки, уменьшает количество изменений, вносимых в проект, и в результате сокращаются затраты и время, уменьшается вероятность морального старения. Использование всего арсенала науки и опыта в процессе разработки двигателей возможно лишь на основе широкого применения ЭВМ.

Развитие ракетной техники происходило одновременно с развитием электронной вычислительной техники и неразрывно с ней связано. По существу в настоящее время невозможна ни разработка, ни функционирование ракетных систем без современных ЭВМ. Начиная с середины 50-х годов, ЭВМ все более широко используется в процессе исследований и разработок ракетных двигателей. Первыми были автоматизированы расчеты термодинамических характеристик ракетных топлив, газо-

динамические расчеты, профилирование сопел, внутривалли- стические, тепловые, прочностные, схемные и другие трудо- емкие расчеты. В настоящее время все процессы в двигателях, для которых имеется физическая и математическая модели, рассчитываются на ЭВМ. Вычислительная техника использу- ется как на стадии проектирования, так и при управлении ис- пытаниями и обработке и анализе результатов испытаний. Имитационные модели функционирования двигателей позво- ляет анализировать поведение двигателя в условиях реальной работы в ракетной системе, моделировать и выявлять различ- ные отклонения от нормальной работы.

Если на ранних этапах использования ЭВМ рассчитыва- лись изолированно отдельные процессы – термодинамические, газодинамические, теплообмен и т. п., то с развитием вычис- лительных средств в 60-х годах все чаще создавались про- граммные комплексы, позволяющие с высокой точностью и в короткие сроки определять необходимые конечные величины.

Возможность на стадии проектирования определить с точностью до долей процента удельный импульс двигателя делает более уверенной разработку, избавляет от необходимо- сти проведения длительных и дорогих экспериментов, как мо- дельных, так и натурных, с целью определения $I_{y.n.}$ и таким об- разом существенно сокращает затраты и сроки разработки.

Дальнейшее развитие возможностей вычислительной техники в конце 60-х годов позволило ставить задачу создания систем автоматизированного проектирования изделий ракет- ной техники.

Система автоматизированного проектирования (САПР) представляет собой комплекс технических, программных, ин- формационных, организационных и других средств, с исполь- зованием которых коллектив специалистов ведет разработку проекта изделия. В отличие от использования ЭВМ для вы- полнения отдельных расчетов, анализа и синтеза отдельных элементов с ручной передачей и переработкой данных одного подразделения или исполнителя к другому, в САПР вычисли- тельные машины используются для хранения и обработки

данных в процессе проектирования, имеются средства для внесения изменений, производства документации и выполнения всех промежуточных операций.

По существу автоматизация проектирования означает максимальное использование быстро растущих возможностей современной вычислительной техники в процессе разработки изделия.

7.4. Разработка САПР ЖРД

При создании САПР ЖРД ключевой проблемой является разработка специального математического обеспечения, так как именно этот компонент определяет лицо объектно-ориентированных подсистем и может быть создана лишь при помощи специалистов в области проектирования и конструирования двигателей. Математическое обеспечение представляет собой совокупность математических моделей двигателя, его подсистем и элементов, а также математических и логических методов реализации этих моделей в САПР. При разработке математического обеспечения должны рассматриваться в тесном единстве три составные части проблемы: объект проектирования (ЖРД и его элементы), процесс проектирования и САПР.

Системотехнический подход заключается в использовании принципов системотехники - науки, разрабатывающей методологические основы проектирования сложных технических систем.

Основными признаками сложной технической системы является наличие:

определенной цели и назначения;

большого числа составных частей, которые могут иметь различную физическую природу; сложной структуры;

сложной взаимозависимости между показателями качества.

Для ЖРД характерны все основные признаки сложной технической системы.

1. ЖРД является составной частью ЛА, обеспечивающей тягу в соответствии с заданным законом управления ЛА.

2. Для ЖРД характерно наличие большого числа составных частей. Число агрегатов и сборочных единиц в составе двигателя достигает нескольких сотен. В свою очередь, агрегаты и сборочные элементы состоят из множества простых элементов - деталей, которых в двигателе может насчитываться несколько десятков тысяч. Наряду с физическими элементами двигатель как функционирующая система имеет такие составные части, как законы регулирования, законы, определяющие протекание рабочих процессов в камере, турбонасосном агрегате (ТНА) и других подсистемах.

3. Для ЖРД характерно наличие сложной структуры.

Структура является одним из фундаментальных свойств любой системы. Она представляет собой совокупность устойчивых связей и отношений между элементами, обеспечивающих целостность системы и сохранение основных свойств при различных внешних и внутренних изменениях.

Для ЖРД как объекта проектирования характерна сложная иерархическая структура (рис. 7.20). Элементы и подсистемы ЖРД распределяются по четырем уровням иерархии (подчиненности). На самом низком, четвертом, уровне располагаются простые элементы, представляющие собой отдельные детали (внутренняя оболочка камеры, вал ТНА и т.п.).

На третьем уровне расположены простые подсистемы, представляющие собой сборочные единицы, как правило, не выполняющие автономную рабочую функцию (секция сопла, форсуночный блок, насос горючего и т.п.).

Второй уровень занимают подсистемы двигателя, являющиеся агрегатами или системами агрегатов, выполняющими в составе двигателя автономные рабочие функции. К ним относятся камера, ТНА, газогенераторы т.п. Наконец, сам двигатель является элементом первого уровня структуры - высшего по отношению к другим трем уровням.

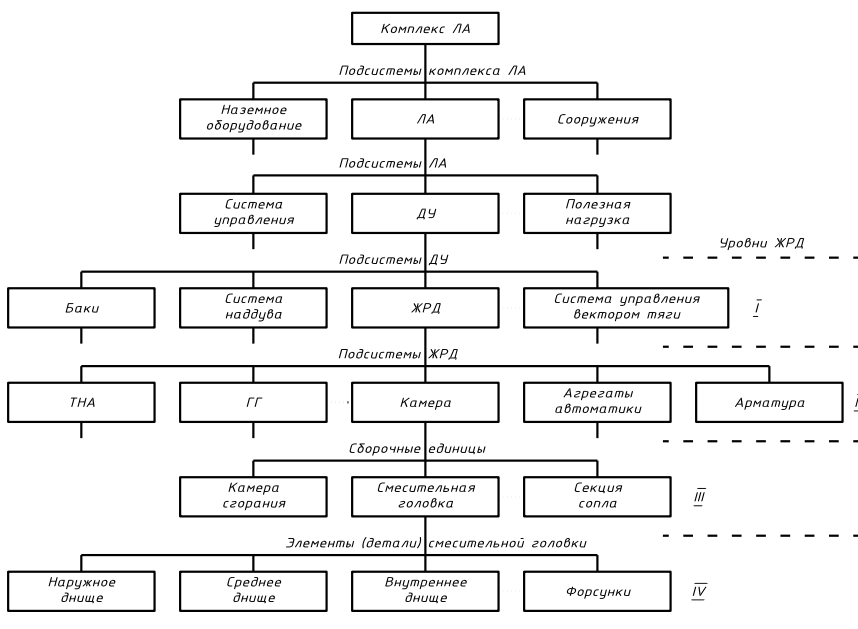


Рис. 7.20. Иерархическая структура ЖРД

Особенностью ЖРД, как и любой другой системы, является то, что он, являясь системой, включающей множество составных частей и элементов, сам входит как составная часть (или подсистема) в систему более высокого уровня - двигательную установку. В свою очередь, двигательная установка входит в состав ЛА, а ЛА - в состав комплекса ЛА.

Подобная структура сложной системы позволяет рассматривать каждую его составную часть как систему, имеющую определенные связи по вертикали (с подчиняющими и подчиненными элементами) и по горизонтали (с соподчиненными элементами).

Изучение структуры двигателя очень важно, так как позволяет разработать систему целей проектирования составных частей двигателя и структуру процесса проектирования.

4. К показателям качества ЖРД как технической системы относятся, показатели технического совершенства и надежно-

сти. В свою очередь, вся совокупность показателей технического совершенства разделяется на ряд групп; в такие группы объединяются показатели энергетического, конструктивного и технологического совершенства двигателя. Наиболее важным проявлением сложной взаимозависимости между показателями качества ЖРД является наличие так называемых конкурирующих показателей качества. Два показателя являются конкурирующими, если улучшение одного из них приводит к ухудшению другого. В ЖРД, как и в других нестационарных энергоустановках, конкурирующими являются показатели энергетического и конструктивного совершенства (например, удельный импульс и относительная масса конструкции двигателя), конструктивного совершенства и надежности (например, масса оболочек камеры и вероятность ее безотказной работы), энергетического совершенства и надежности в тех случаях, когда улучшение показателей энергетического совершенства двигателя сопровождается повышением тепловых и механических нагрузок. Наличие конкурирующих показателей качества ЖРД обуславливает необходимость оптимизации его параметров.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В России создан ракетно-космический потенциал, являющийся ее национальным достоянием. Ракетно-космическая отрасль вобрала в себя все лучшие достижения отечественной промышленности, науки и техники и является одним из источников наукоемких высоких технологий, признанных в мире.

Уникальные возможности наземной космической инфраструктуры в настоящее время обеспечивают:

- выполнение международных обязательств и, в первую очередь, по пилотируемым программам;

- наблюдение любых объектов суши и акватории, эффективное метеонаблюдение, широкую радиотелефонную и телевизионную связь между любыми объектами, в том числе в труднодоступных районах;

- высокоточную навигацию и геодезическую привязку объектов, картографирование, оперативное оповещение о бедствиях, авариях и катастрофах в любой точке Земли, проведение фундаментальных космических исследований с участием широкой международной кооперации.

Для продолжения решения поставленных задач в будущем необходимо привлечь внимание к пониманию технических возможностей, путей освоения космического пространства, ознакомлению с устройством современных ракет-носителей, принципов их функционирования, динамикой развития и составных частей, важнейшей из которых является ЖРД. Этой задаче и посвящено данное учебное пособие.

Достижение указанных целей позволит сохранить космический потенциал России в обеспечение организации замкнутого комплексного цикла космической деятельности.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Уманский С.П. Космонавтика сегодня и завтра: книга для учащихся / С.П. Уманский. – М.: Просвещение, 1986. – 175 с.
2. Кобелев В.Н. Ракеты-носители: учеб. пособие / В.Н. Кобелев, А.Г. Милованов. – М.: Моск. гос. авиац. технол. ун-т, 1993. – 185 с.
3. Афанасьев П.П. 101 выдающийся летательный аппарат мира / П.П. Афанасьев, А.М. Матвеев, Ю.М. Шустров. – Изд. втор., перераб. и доп. – М.: Изд-во МАИ, 2005. – 316 с.
4. Двигатели 1944-2000: авиационные, ракетные, морские, промышленные. – М.: ООО «АКС-Конверсалт», 2000.- 434 с.
5. Гахун Г.Г. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей / Г.Г. Гахун, В.И. Баулин, В.А. Володин; под ред. Г.Г. Гахуна. – М.: Машиностроение, 1989. – 424 с.
6. Воробей В.В. Технология производства жидкостных ракетных двигателей: учебник / В.В. Воробей, В.Е. Логинов. – М.: Изд-во МАИ, 2001. – 496 с.
7. Испытания жидкостных ракетных двигателей: учеб. пособие / А.Е. Жуковский, В.С. Кондрусев, В.Я. Левин, В.В. Окорочков; под ред. В.Я. Левина. – М.: Машиностроение, 1981. – 199 с.
8. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей: учебник / А.П. Васильев, В.М. Кудрявцев, В.А. Кузнецов и др.; под ред. В.М. Кудрявцева. – Высш. Шк., 1983. – 703 с.
9. Алемасов В.Е. Теория ракетных двигателей: учебник / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалин, А.П. Тишин; под ред. В.П. Глушко. – М.: Машиностроение, 1980. – 533 с.

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	3
1. ИСТОРИЯ РАКЕТОСТРОЕНИЯ	4
2. ПРИНЦИПЫ ПОЛЕТА РАКЕТЫ	19
2.1. Основы конструкции ракеты	19
2.2. Космические скорости	25
3. РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ	30
3.1. Классификация ракетных двигателей	30
3.1.1. Термохимические ракетные двигатели	30
3.1.2. Ядерные ракетные двигатели	34
3.1.3. Электрические ракетные двигатели	37
3.1.4. Плазменные ракетные двигатели	39
3.2. Основные этапы современного двигателестроения	40
3.3. Двигатели, разработанные в КБ химавтоматики	43
4. ОСНОВЫ УСТРОЙСТВА ЖРД	74
5. ПРОИЗВОДСТВО ЖРД	80
6. ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ ДВИГАТЕЛЕЙ	85
6.1. Особенности испытаний ЖРД	85
6.2. Классификация испытаний ЖРД	87
6.3. Испытательные комплексы, стенды, установки	89
7. ТЕНДЕНЦИИ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ	94
7.1. Основные тенденции развития современных ЖРД	94
7.2. Транспортные космические системы будущего	106
7.2.1. Спасительное крыло	106
7.2.2. Воздушно-реактивные двигатели	108
7.2.3. ТКС в будущем	111
7.2.3.1. Авиационные двигатели	119
7.3. Автоматизация проектирования ЖРД	126
7.4. Разработка САПР ЖРД	129
Заключение	133
Библиографический список	134

Учебное издание

Шостак Александр Викторович
Гуртовой Андрей Александрович
Дроздов Игорь Геннадьевич
Гречко Юлия Сергеевна

ВВЕДЕНИЕ В ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЕ

В авторской редакции

Компьютерный набор Ю.С. Гречко

Подписано в печать 01.04.2011.

Формат 60×84/16. Бумага для множительных аппаратов.

Усл. печ. л. 8,4. Уч.-изд. л. 6,7. Тираж 250 экз.

Зак. №

ГОУВПО «Воронежский государственный технический
университет»

394026 Воронеж, Московский просп., 14