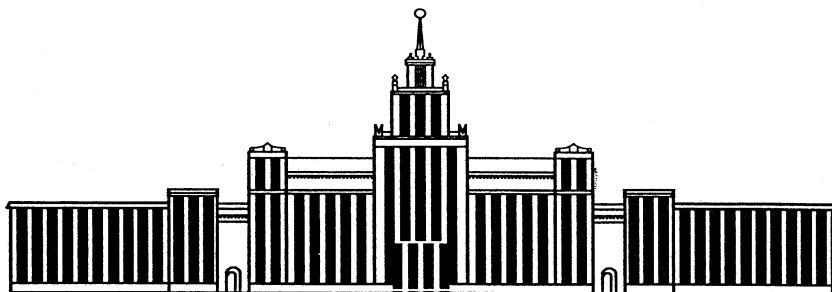


---

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ

---



---

ЮЖНО-УРАЛЬСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ

---

621.45(07)

3-862

В.А. Зорин, С.Ф. Молчанов

**ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ  
И ЭНЕРГОСИСТЕМЫ РАКЕТ**

Учебное пособие

---

Челябинск

2010

---

Министерство образования и науки Российской Федерации  
Федеральное агентство по образованию  
Южно-Уральский государственный университет  
Филиал в г. Миассе  
Кафедра «Летательные аппараты и автоматические установки»

621.45 (07)  
З-862

В.А. Зорин, С.Ф. Молчанов

**ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ  
И ЭНЕРГОСИСТЕМЫ РАКЕТ**

Учебное пособие

Челябинск  
Издательский центр ЮУрГУ  
2010

УДК 621.453/.457(075.8)  
З-862

*Одобрено  
учебно-методической комиссией  
электротехнического факультета филиала в г. Миассе*

*Рецензенты:  
В.И. Пегов, Ю.Ю. Усолкин*

**Зорин, В.А.**

З-862 Двигательные установки и энергосистемы ракет: учебное пособие / В.А. Зорин, С.Ф. Молчанов. – Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2010. – 134 с.

В пособии рассматриваются основные аспекты формирования представлений о схемно-конструктивном исполнении двигательных установок и энергосистем летательных аппаратов, преимущественно ракет. Приведены краткие сведения по топливам, устройству твердотопливных и жидкостных ракетных двигателей, а также другим энергоустройствам ракет.

Пособие подготовлено в соответствии с требованиями программы преподавания дисциплины “Двигательные установки и энергосистемы” в Миасском филиале Южно-Уральского государственного университета и предназначено для обучения студентов пятого курса по специальности 05.07.02 – “Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов”.

УДК 621.453/.457(075.8)

© Издательский центр ЮУрГУ, 2010

## ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение.....	4
1. Введение в курс. Общие сведения о реактивных двигателях. Классификация реактивных двигателей.....	5
2. Основные уравнения ракетодинамики и параметры ракетных двигателей ..	10
3. Ракетные топлива. Основные параметры.....	17
4. Основные понятия о теории горения (основы внутренней баллистики).....	29
5. Основные сведения о ПВРД.....	38
6. Двигательные установки на основе РДТТ. Системы и элементы.....	44
7. Расчет энергетических показателей РДТТ (термодинамический расчет).....	57
8. Особенности выбора давлений в камере сгорания и на срезе сопла РДТТ и ЖРД.....	61
9. Логика выбора проектных параметров РДТТ. Методика расчета массовых характеристик ДУ на основе РДТТ.....	68
10. Двигательные установки на основе ЖРД. Системы и элементы.....	74
11. Основные уравнения расчета камеры сгорания и сопла ЖРД.....	85
12. Форсунки. Охлаждение ЖРД.....	89
13. Системы подачи жидких компонентов топлива.....	98
14. Логика выбора проектных параметров ЖРД. Методика расчета массовых характеристик двигательных установок на основе ЖРД.....	107
15. Основные тенденции развития РДТТ и ЖРД.....	111
16. Особенности ЖРД МТ.....	113
17. Комбинированные двигатели.....	116
18. Основные сведения о ядерных и других ракетных двигателях.....	123
Заключение.....	127
Перечень вопросов для самоконтроля усвоения дисциплины.....	128
Библиографический список.....	130



## **ВВЕДЕНИЕ**

В соответствии с требованиями к программе обучения студентов Миасского филиала кафедры “Летательные аппараты и автоматические установки” Южно-Уральского государственного университета Министерства образования и науки Российской Федерации по специальности “Ракетостроение” и к дисциплине “Двигательные установки и энергосистемы” необходимо представить обширные материалы по различным аспектам реактивных двигателей. Студенты должны иметь представление о различных видах реактивных двигателей, топлив, процессах горения, особенностях конструкции, зарядах, логике выбора проектных параметров и методах их определения. Однако, как правило, существующие труды различных авторов довольно конкретизированы и не дают достаточно широкого обзора материалов, необходимого для восприятия. Поэтому настоящее учебное пособие посвящено идее объединения сведений, необходимых для изучения, формированию перечня соответствующей литературы по соответствующим направлениям программы.

## **1. ВВЕДЕНИЕ В КУРС. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ. КЛАССИФИКАЦИЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

В доисторическую эпоху, когда Человек открыл для себя Огонь, орудие варварства, который постепенно привел Человека к цивилизации, вызвал к жизни первые паровые машины, двигатели внутреннего сгорания, газовые турбины, винтовые, турбовинтовые, турбореактивные, реактивные и ракетные двигатели. Классификация двигателей ЛА, работающих на молекулярном топливе приведена на рис. 1.1.

Реактивный двигатель – это двигатель прямой реакции, в конструкции и рабочем процессе которого одновременно осуществляется производство тепловой и механической энергии и создание силы тяги, обеспечивающей перемещение объекта в пространстве. Следовательно, реактивный двигатель является не только преобразователем какого-либо вида энергии (тепловой, ядерной, электрической, световой) в механическую энергию, но одновременно является и движителем, развивающим силу тяги.

Как известно из физики общих классов, любое перемещение объектов в пространстве основано на законе сохранения количества движения. В действительности, любая двигательная система есть реактивный двигатель в том смысле, что всегда имеет место непосредственная передача количества движения от приведенного в движение объекта к некоторой системе отсчета, содержащей внешнего наблюдателя. Корабельный винт сообщает воде скорость, воздушно-реактивный двигатель изменяет количество движения воздуха, автомобиль передает количество движения через силы сцепления колес непосредственно земле и т.д. Поэтому проблема создания двигателей для летательных аппаратов, в том числе космических, требует лишь применения обычных законов в несколько необычных условиях, путем создания тяги.

Для создания тяги реактивный двигатель должен отбрасывать какое-то вещество (газ, жидкость, плазму, ионы и т.д.) в направлении, противоположном движению. Для сообщения массе этого вещества скорости, относительно рассматриваемого летательного аппарата, необходимо затратить энергию того или иного вида: тепловую, механическую, химическую, ядерную, электрическую и т.п.

Классификация реактивных двигателей различными авторами весьма разнообразна. На рис. 1.2 приведена упрощенная классификация реактивных двигателей, на рис. 1.3 приведена классификация ракетных двигателей.

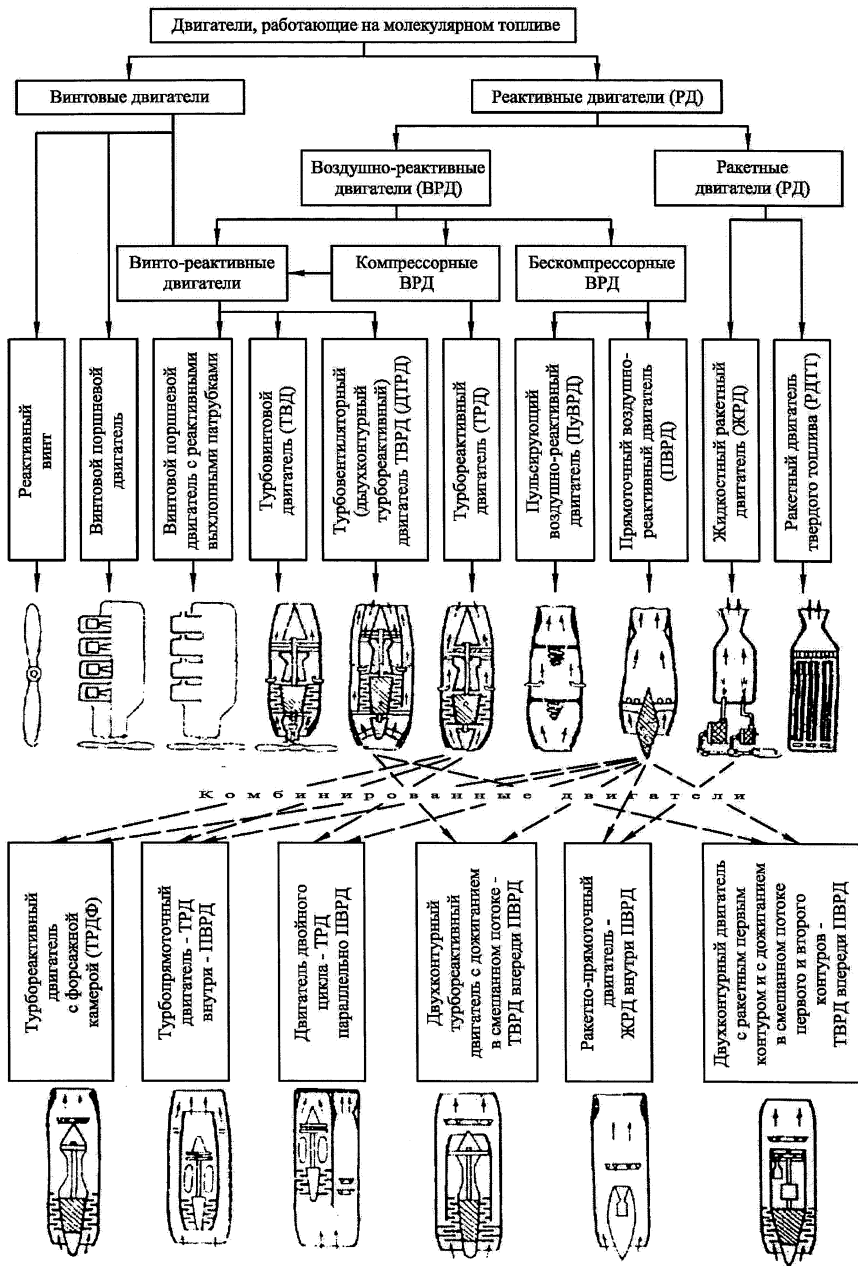


Рис. 1.1. Классификация двигателей летательных аппаратов

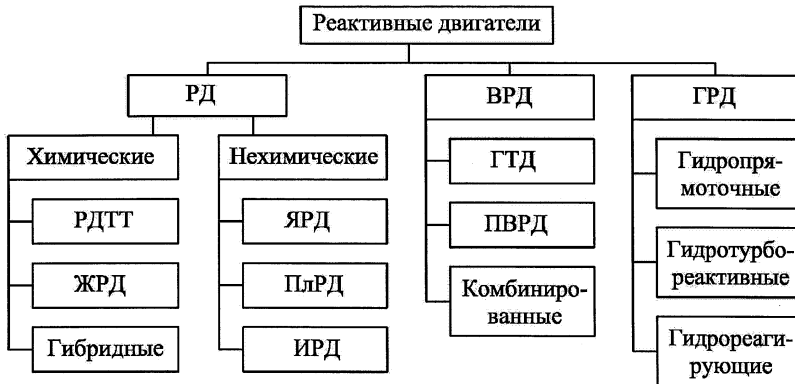


Рис. 1.2. Классификация реактивных двигателей

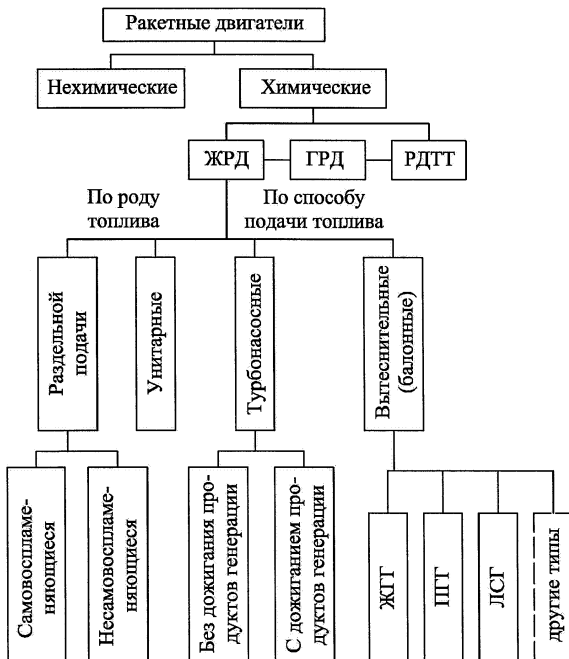


Рис. 1.3. Классификация ракетных двигателей

Особый интерес в нашем случае представляют воздушно-реактивные, турбореактивные, ракетно-прямоточные, ракетные – жидкостные, твердотопливные, ядерные и другие ракетные двигатели. Обобщенная схема реактивного двигателя приведена на рис. 1.4.



Рис. 1.4. Схема обычного реактивного или ракетного двигателя

В воздушно-реактивных двигателях (ВРД) основным компонентом рабочего тела является атмосферный воздух. В них энергия, необходимая для создания тяги образуется в результате сгорания (окисления) топлива в кислороде воздуха, забираемого из атмосферы. Выбрасываемым из сопла веществом – рабочим телом – являются здесь газы, то есть смесь продуктов сгорания топлива, например, керосина, и газов, входящих в состав атмосферы. Использование воздушной среды позволяет значительно сократить запас рабочего тела на борту ЛА. Такой двигатель должен иметь запас горючего на борту, выполняющего в основном функции носителя химической энергии для получения тепла в термодинамическом цикле. Его экономичность определяется величиной тяги, создаваемой при расходе единицы массы горючего в единицу времени (например, в секунду). Доля горючего в общем количестве рабочего тела невелика и составляет не более 2–6% у ВРД наиболее распространенных схем.

В подкласс ВРД некоторые авторы включают винто-реактивные, компрессорные и бескомпрессорные двигатели, которые далее подразделяются на ТРД и ПВРД. Компрессорные двигатели чаще называют газотурбинными (ГТД), а бескомпрессорные – прямоточными (ПВРД).

Газотурбинные (ГТД) наиболее распространены, а прямоточные воздушно-реактивные (ПВРД) предназначены преимущественно для сверхзвуковых и гиперзвуковых полетов. ВРД отдельных типов могут быть объединены конструктивно друг с другом или с ракетными двигателями в единой двигательной установке, например, турбо-ракетные (ТРД) или прямоточно-ракетные (ПРД). Такие комбинированные двигательные установки совмещают в себе положительные качества объединяемых двигателей, что позволяет расширить рабочий диапазон ДУ. Следующим подклассом реактивных двигателей являются ракетные (РД), рабочее тело которых обеспечивают продукты сгорания компонентов топлива, полностью размещаемых на борту ЛА, например, продукты сгорания топлива, состоящего из горючего и окислителя. Благодаря этому РД могут создавать тягу в любой среде: водной, воздушной, космосе, что исключается для других типов двигателей. По способу образования рабочего тела РД разделяются на химические и нехимические. В химических двигателях тяга создается с помощью отброса газообразных продуктов, образовавшихся в результате химических превращений, например, горения топлива в камере сгорания. К химическим двигателям относятся РДТТ, у которых рабочие компоненты (горючее и окислитель) находятся внутри камеры сгорания, и ЖРД, работающие на жидких компонентах топлива, подаваемых в камеру

сгорания специальными системами из топливных баков, а также гибридные ракетные двигатели, использующие и твердое, и жидкое топливо. Большую группу составляют нехимические РД, создающие тягу за счет отброса массы вещества нехимической формы энергии, такие как ядерная, электрическая, фотонная, силовые поля, энергия взрыва (детонации) и т.д. Наиболее продвинутыми среди них являются ядерные (ЯРД), тяга которых образуется в результате истечения продуктов ядерного преобразования (рис. 1.5), электроракетно-плазменные (ПлРД) (рис. 1.6), ионные (ИРД) и т.д.

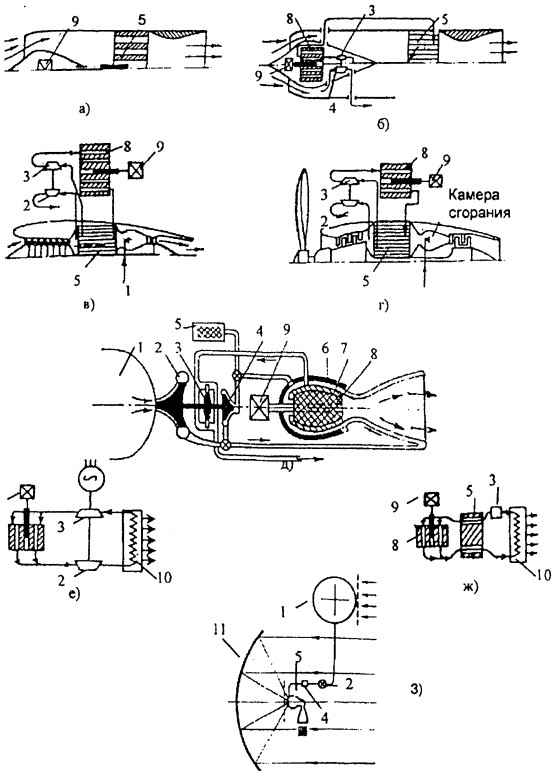


Рис. 1.5. Альтернативные схемы двигателей ЛА:  
 а – ядерный ПВРД без промежуточного теплоносителя;  
 б – ядерный ПВРД с промежуточным теплоносителем;  
 в – ядерный ТРД с промежуточным теплоносителем;  
 г – ядерный ТВД с промежуточным теплоносителем;  
 д – ядерный ракетный двигатель;  
 е – ядерный двигатель с машинным преобразованием тепловой энергии в электрическую; ж – то же с безмашинным преобразованием тепловой энергии в электрическую;  
 з – солнечно-термический ракетный двигатель;  
 1 – бак с рабочим телом;  
 2, 4 – насосы; 3 – турбина;  
 5 – газогенератор (преобразователь);  
 6 – корпус с защитой;  
 7 – отражатель; 8 – реактор;  
 9 – механизм управления реактором; 10 – излучатель;  
 11 – концентратор

В ПлРД тяга создается потоком плазмы, образующимся из газа, нагретого до очень высоких температур (более 500 К). В ИРД тяга получается за счет потока ионов, создаваемого с помощью электростатического поля.

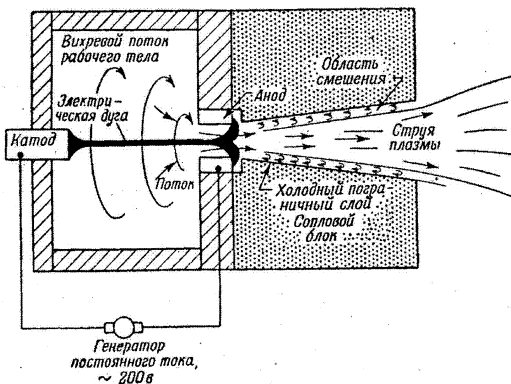


Рис. 1.6. Идеализированная схема плазменного ракетного двигателя с сопловым блоком

Недостатком ПЛРД и ИРД является очень малая тяга, что в космосе, наоборот выгодно.

Область применения химических РД весьма широка:

– основные (маршевые) двигатели, используемые практически во всех классах ЛА (на ЛА специального назначения, объектах для исследовательских и экспериментальных целей, носителях космических ЛА, двухсредных аппаратах, многоразовых транспортно – космических системах и т.д.);

– вспомогательные РД (ускорители, сообщающие ЛА большую начальную скорость при его разгоне, тормозные, управляющие (верньерные) двигатели, двигатели ориентации, стабилизации и коррекции траектории любых ЛА, генераторы газа в системах подачи топлива из баков в камеры сгорания ЖРД и т.д.);

– РД для силовых установок полигонного типа или для экспериментального и технологического оборудования.

ЯРД могут быть использованы на вторых и последующих ступенях ракет, запускаемых с Земли, или на ЛА, запускаемых с орбиты искусственных спутников Земли.

ПЛРД и ИРД могут использоваться в системах ориентации и коррекции спутников и КА, а также для длительного разгона или торможения объектов.

## 2. ОСНОВНЫЕ УРАВНЕНИЯ РАКЕТОДИНАМИКИ И ПАРАМЕТРЫ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Все реактивные двигатели основаны на законе сохранения количества движения. В действительности, как мы уже говорили, любая двигательная система есть реактивный двигатель в том смысле, что всегда имеет место непосредственная передача количества движения от приводимого в движение объекта к некоторой системе отсчета, содержащей внешнего наблюдателя: корабельный винт сообщает воде скорость, воздушнореактивный двигатель

изменяет количество движения воздуха, а автомобиль передает количество движения земле через силы сцепления колес с ней, поэтому начнем с движения.

### Уравнение движения ЛА

Так как реактивное движение основано на законе сохранения количества движения при отбрасывании массы продуктов сгорания, то следует начать с секундного расхода массы. Если к моменту времени  $t$  масса ракеты составляет  $M(t)$ , а к моменту  $t_1$  масса равна  $M_1(t_1)$ , то расход массы за время  $\Delta t = t_1 - t$  равен

$$\Delta M = M_1(t_1) - M(t),$$

а секунднй расход

$$\frac{\Delta M}{\Delta t} = \frac{M_1(t_1) - M(t)}{\Delta t},$$

то есть, переходя к пределу, находим мгновенное значение массы или её секунднй расход:

$$M_{CEK} = - \frac{dM}{dt}$$

минус означает, что происходит отделение, отбрасывание массы.

Рассматривая полет ЛА как тела переменной массы, из закона Ньютона о сохранении количества движения, что сумма всех внешних сил, действующих на тело ( $P_i$ ) массой ( $M$ ), создает ему импульс движения с ускорением ( $\dot{V}$ ), то есть

$$M\dot{V} = \sum_1^i P_i, \text{ а для тела с изменением массы:}$$

$$M\dot{V} = \frac{dM}{dt}(V_1 - V) + \sum P_i,$$

где  $\frac{dM}{dt}$  – секунднй расход массы, часто рассматриваемый как секунднй расход рабочего тела (топлива), а разность  $(V_1 - V)$  – относительная скорость отбрасываемой массы, а  $V - V_1 = \omega$  – скорость истечения продуктов сгорания. С учетом этих обозначений уравнение движения для ракеты можно записать:

$$M\dot{V} = \dot{m}\omega + \sum P_i,$$

где  $\dot{m}$  – секунднй массовый расход продуктов сгорания.

### Тяга двигателя

Силой тяги или тягой двигателя является результирующая всех сил, действующих на двигатель, обусловленных процессами, в нем происходящими и внешними силами, например, внешним давлением окружающей среды, сопротивления движению и т. д. Схема внешних и внутренних сил, действующих на ракету, приведена на рис. 2.1, действующих на двигатель – на рис. 2.2.



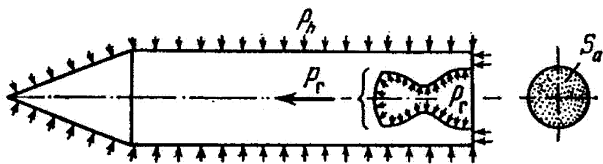


Рис. 2.1. Схема внешних и внутренних сил, действующих на ракету

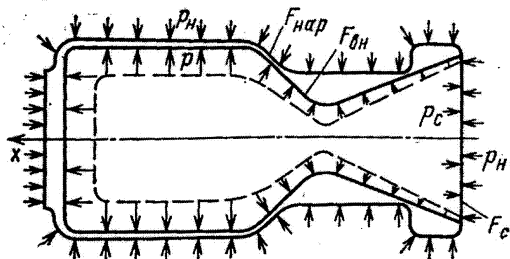


Рис. 2.2. Схема распределения внешних и внутренних сил, действующих на двигатель

Для определения тяги, создаваемой реактивным двигателем путем непрерывного отбрасывания массы применяют второй закон Ньютона.

Ускорение ( $\dot{V}$ ) тела массой ( $M$ ) равно секунднему расходу, умноженному на скорость истечения, плюс сумма всех действующих сил ( $P_i$ ), или:

$$M\dot{V} = \dot{m}\omega + \sum P_i,$$

где  $\dot{m}\omega$  – реактивная сила.

При установке двигателя или ракеты на стенде (рис. 2.3) ускорение ( $\dot{V}$ ) равно нулю, поэтому:

$$M \cdot 0 = \dot{m}\omega_a - R + p_a S_a - p_h S_a$$

где  $S_a$  – площадь выходного сечения сопла;  $\omega_a$  – скорость потока в этом сечении.

Так как  $R = P$ , то тяга равна

$$P = \dot{m}\omega_a + S_a(p_a - p_h),$$

то есть тяга двигателя равна секунднему массовому расходу топлива, умноженному на скорость истечения продуктов сгорания, плюс произведение разницы давлений на срезе сопла и окружающей среды на площадь срезе сопла.

$$P_0 = \dot{m}\omega_a + S_a(p_a - p_h) - \text{земная тяга.}$$

$$P_{\text{п}} = \dot{m}\omega_a + S_a p_a - \text{пустотная тяга.}$$

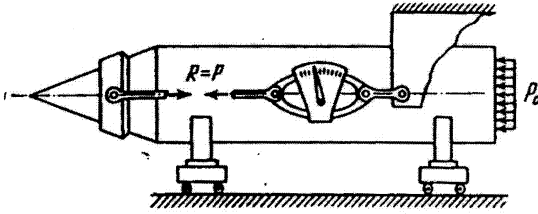


Рис. 2.3. Схема ракеты, закрепленной на стенде для замера действующей силы тяги

Отличие земной (стартовой) тяги от пустотной составляет 10 – 20%. Тогда уравнение движения через тягу можно записать:

$$M\dot{V} = P + \sum P_i.$$

Для вывода формулы тяги часто используют пояснение (рис. 2.4).

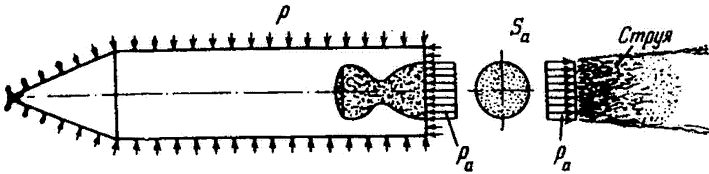


Рис. 2.4. Схема сил, поясняющая вывод формулы тяги

А тяга на высоте  $h$  равна:

$$P_h = P_{\Pi} - S_a p_h.$$

Выражение тяги в пустоте часто записывают в форме реактивной силы:

$$P_{\Pi} = \dot{m} \omega_e,$$

где  $\omega_e$  – эффективная скорость истечения, которая равна  $\omega_e = \omega_a + \frac{p_a S_a}{\dot{m}}$ .

В реально существующих двигателях эффективная скорость истечения  $\omega_e$  превышает действительную  $\omega_a$  на 5–15%.

Зачастую в литературе можно встретить термин **идеальная тяга** – это сила тяги реактивного двигателя в реальных условиях – осевая равнодействующая всех сил внешнего и внутреннего давления, действующего на поверхности двигателя. Понятие идеальной тяги имеет место для двигателя с идеальным соплом, у которого давление струи газа на срезе сопла  $p_a$  равно окружающему давлению  $p_h$ .

Таким образом, уравнения тяги:

$$\begin{aligned} P_3 &= \dot{m} \omega_a + S_a (p_a - p_3) - \text{тяга на земле;} \\ P_h &= \dot{m} \omega_a + S_a (p_a - p_h) - \text{тяга на высоте } h; \\ P_{\Pi} &= \dot{m} \omega_a + S_a p_a - \text{тяга пустотная.} \end{aligned}$$

## Удельная тяга и удельный импульс

Под этими терминами – синонимами понимается в принципе одно и то же, но в различной формулировке.

Удельная тяга ( $P_{y\partial}$ ) – это тяга двигателя, отнесенная к секундному массовому расходу рабочего тела:

$$P_{y\partial} = \frac{P}{\dot{m}} = \omega_a + \frac{S_a}{\dot{m}}(p_a - p_h), \left(\frac{\text{М}}{\text{с}}\right).$$

Пустотная удельная тяга

$$P_{y\partial\Pi} = \omega_e.$$

$$P_{y\partial\Pi} = 2500 - 4000 \frac{\text{М}}{\text{с}}.$$

Удельный импульс ( $I_{y\partial}$ ) – это отношение полного суммарного импульса тяги ( $I_{\Sigma} = \int_0^t P dt$ ) к массе продуктов сгорания, истекающих за время ( $t$ ) или, что равнозначно, отношению средней тяги к среднему массовому секундному расходу рабочего тела:

$$I_{y\partial} = \frac{\int_0^t P dt}{\int_0^t \dot{m} dt} = \frac{P_{cp}}{\dot{m}_{cp}},$$

или импульс, создаваемый двигателем на один килограмм массы отброшенного тела ( $\frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$ ), то есть удельный импульс ( $I_{y\partial}$ ) равен скорости истечения ( $\omega_e$ ).

В оценках зачастую применяют удельный стандартный импульс, который является энергетической характеристикой топлива – это как бы теоретическая удельная тяга при давлении в камере сгорания  $p_{\kappa} = 40 \frac{\text{кг}}{\text{см}^2}$  и давлении на срезе сопла  $p_a = 1 \frac{\text{кг}}{\text{см}^2}$  и обозначается  $I_{y\partial cm}^{np}$ .

Удельный расчетный импульс для жидких топлив

$$I_{y\partial}^p = I_{y\partial cm}^{np} + 21 \approx (180 - 450) \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$$

Удельный расчетный импульс для твердых топлив

$$I_{y\partial}^{np} = I_{y\partial cm}^{np} [1 - (4,3 + 0,17a + 0,009a^2) \cdot 10^2] \approx (150 - 300) \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}},$$

где  $a$  – содержание алюминия в весовых процентах.

$$I_{y\partial}^p = I_{y\partial cm}^{np} + 19,4 + 0,76p_{\kappa} - 0,003p_e - 70p_a + 25p_a^2.$$

**Наряду с перечисленными** применяют и другие расчетные параметры двигателей, например:

– расходный комплекс  $\beta = \frac{p_k S_{кп}}{\dot{m}} \cdot \left( \frac{М}{с} \right);$

– коэффициент тяги  $K_p = \frac{P}{p_a S_{кп}} = \frac{I_{yd}}{\beta};$

– плотность применяемого топлива

а) жидкого  $\rho_{ж} = (1 + k_m) \frac{\rho_O \rho_T}{\rho_O + k_m \rho_T}$

где  $\rho_O$  – плотность окислителя;  $\rho_T$  – плотность горючего;  $k_m = \frac{m_O}{m_T}$  – коэффициент соотношения компонентов;

б) твердого  $\rho_T = \sum_{i=1}^n \rho_i q_i,$

где  $q_i$  – весовая доля компонентов  $(1,5 - 2,1 \frac{кг}{дм^3}).$

**Названные параметры** для некоторых типов двигателей вычисляют:

Для воздушно-реактивного двигателя тяга равна:

$$P = (\dot{m}_B + \dot{m}_T) \omega_a - m_B V_B + S_a (p_a - p_h),$$

где  $V_B$  – скорость полета;  $\dot{m}_B$  – расход поступающего воздуха.

**Тяга ВРД**

$$P = \left[ \frac{\left( 1 + \frac{G_T}{G_O} \right)}{\frac{V}{\omega}} - 1 \right] \frac{G_B V}{g} + S_a (p_a - p_h),$$

где  $G_T$  – вес горючего;  $G_O$  – вес окислителя (воздуха);  $V$  – скорость ЛА;  $\omega$  – скорость жидкости в боковом направлении;  $G_B$  – весовой расход воздуха; а вторая составляющая – общая.

**Для прямоточного ВРД**

$$P_{пол} \approx \dot{m}(\omega_e - V_a); \quad \omega_e = \omega_a + \frac{S_a}{\dot{m}_a} (p_a - p_h)$$

где  $V_a$  – скорость ЛА.

Удельный импульс:  $I_{yd} = \frac{3600}{\dot{m}}.$

Для турбореактивного двигателя:  $P_{пол} \approx \dot{m}(\omega_e - V_a)$ , удельный импульс  $I_{y\partial} = \omega_e \left(1 - \frac{V}{\omega_e}\right)$ .

Для РДТТ:  $I_{\Sigma} = Pt$  – полный импульс.

Удельный импульс:  $I_{y\partial} = \omega_e = \frac{P}{\dot{m}} = \frac{Pt}{\dot{m}_n - \dot{m}_к}$

Для ЖРД:  $I_{\Sigma} = \int_0^t P dt$  – суммарный импульс;  $P = k_p p_k S_{kp}$  – тяга;  $I_{y\partial} = \omega_e = \frac{P}{\dot{m}}$  – удельный импульс;  $k_p = \frac{P}{p_k S_{kp}}$  – коэффициент тяги.

Из основных соотношений ракетного движения известно, что путь ( $S_k$ ), пройденный ракетой в идеальных условиях за время ( $t_k$ ) равен:

$$S_k = \frac{1}{g_0} \omega_e^2 \frac{G_0}{P_0} [1 - \mu_k (1 - \ln \mu_k)],$$

где  $\mu_k = \frac{M_0 - M_T}{M_0}$ .

Отсюда  $P_0 = \frac{1}{g_0 \cdot S_k} \omega_e^2 G_0 [1 - \mu_k (1 - \ln \mu_k)]$ . Принимая  $\omega_e = 4400 \frac{м}{с}$ ,  $\mu_k = 0,12$ , и задавая  $t_k$  (время),  $S_k$  (путь),  $G_0$  (стартовый вес), можно определить необходимую тягу, и через необходимую тягу другие параметры двигателя, например:

$$S_a = P - \frac{\dot{m} \omega_a}{P_a - P_h}$$

Отсюда задача – сформировать:

1. Параметры экономичности:

Удельный расход топлива – отношение часового расхода к тяге:

$$\text{ВРД} - 0,6 - 0,8 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}; \text{ЖРД} - 0,9 - 1,5 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}; \text{РДТТ} - 1,35 - 1,8 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}.$$

2. Системные характеристики: масса, габариты, компактность, простота, технологичность, надежность, живучесть, эксплуатационное совершенство, стоимость и т.д.

3. Наиболее употребительны:

Удельная масса двигателя и коэффициент массового совершенства

$$\rho_{y\partial} = \frac{m_{\partial s}}{P_{\max}}; \alpha_{ДУ} = \frac{m_{ДУ}}{m_{T\Sigma}},$$

где  $m_{\partial s}$  – масса;  $P_{\max}$  – максимальная тяга;  $m_{ДУ}$  – масса неснаряженной ДУ;  $m_{T\Sigma}$  – масса топлива, размещаемого в ДУ.

Важной безразмерной характеристикой является **тяговооруженность** –  $\frac{P_{\max}}{G_0}$  –

отношение тяги двигателя к стартовому весу ЛА или наоборот  $\frac{G_0}{P_{\max}}$  – **нагрузка на тягу**.

### 3. РАКЕТНЫЕ ТОПЛИВА. ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ

#### Классификация ракетных топлив

В ракетных двигателях используется энергия, носителем которой является топливо. Реакция горения – это основная форма использования химической энергии топлив в РД. Она основана на окислительных процессах, где реагируют два вещества – горючее и окислитель. Горючее – водород, углерод, литий, бериллий, магний, бор, алюминий, ..., углеводороды. Окислитель – кислород, фтор, хлор и их соединения. По физическому состоянию топлива РД разделяют на твердые, жидкие, пастообразные, гибридные, гелевые и т.д. Топлива ЖРД могут быть двухкомпонентными и однокомпонентными, высококипящими или стабильными и низкокипящими или криогенными. Топлива РДТТ могут быть гомогенными (окислитель и горючее в составе одной молекулы) и смесевыми (гетерогенными). Гомогенные топлива называют часто бездымными, двухкомпонентными или коллоидными (баллиститными). В смесевом топливе окислитель и горючее – отдельные составляющие, тщательно перемешанные между собой. Пастообразные и гибридные – смесь жидких и твердых компонентов.

Примерное построение ракетных топлив приведено в табл. 3.1.

Таблица 3.1

Состав	Количество фаз	Вид	Основа	Название	Пример
Топливо, состоящее из окислителя и горючего	Однофазное	Твердое	Гомогенное, бездымное, коллоидное (окислитель и горючее входят в состав одной молекулы)  Смесевое (смесь окислителя и горючего)	Баллиститное	Производные нитратов  Полиэфир + перхлорат аммония
		Жидкое	Однокомпонентное (только одна жидкость)  Двухкомпонентное. Трехкомпонентное.	Простое (окислитель и горючее входят в состав одной молекулы)  Окислитель и горючее подаются раздельно	Метилнитрат, перекись водорода  Жидкий кислород + керосин
	Многофазное (Твердое горючее помещено в КС, в которую подается жидкий окислитель или наборот)	Гибридное, пастообразное, гелеобразное			

### Требования к ракетным топливам:

- высокая теплотворная способность;
- меньшая склонность к диссоциации продуктов сгорания (ПС);
- низкий молекулярный вес ПС;
- высокая исходная плотность (добавка металлов);
- влияние на конструкцию (высокая плотность, меньшие занимаемые объемы, лучшая тепловосприимчивость и охлаждающие свойства: РД-107, РД-108 – охлаждение керосин);
- низкая токсичность топлив, компонентов, влияние на экологию;
- общие организационные меры безопасности, в том числе – взрывобезопасность – отсутствие детонации топлив.

### Твердые ракетные топлива

Основой гомогенных твердых топлив является нитроклетчатка, которая получается в результате обработки клетчатки (целлюлозы)  $C_6H_7O_2(OH)_3$  азотной кислотой. В зависимости от степени нитрации одна или несколько гидроксильных групп в молекуле клетчатки заменяется нитрогруппой  $ONO_2$ , в результате чего образуются соединения вида  $C_6H_7O_2(OH)_{3-x}(ONO_2)_x$ , где величина “х” характеризует степень нитрации и принимает целочисленные значения от нуля до трех. Она способна гореть в собственном кислороде. Изготовление ТТ заряда на ее основе требует применения растворителя – нитроглицерин ( $C_2H_5(ONO_2)_3$ ), динитрогликоль, динитротолуол и др., веществ для повышения химической и структурной стойкости топлива и добавок типа вазелина и сажи, повышающих пластичность топлива, необходимую при формовании зарядов. Эти топлива дают относительно низкие удельные тяги, но горят стабильно и используются там, где вопрос весовой отдачи стоит не слишком остро – для РДТТ вспомогательного назначения и ракет небольшой дальности.

Основой смесевых ТТ является тщательное перемешивание между собой горючего и окислителя в требуемом стехиометрическом соотношении для получения характеристик, близких к оптимальным и содержание необходимого количества связки – горючего.

Окислители: нитраты или перхлораты калия, натрия, лития, нитрозола, аммония и т.д., при этом следует учитывать некоторые требования и свойства:

- плотность должна быть относительно высокой ( $1,5 - 2,5 \frac{\text{г}}{\text{см}^3}$ );
- продукты реакции перхлоратов токсичны и обладают сильным коррозионным воздействием из-за наличия  $HCl$ ;
- калий, натрий, литий обладают дымным выхлопом;
- некоторые окислители гигроскопичны ( $NaCl$ , и  $HNO_3$ );
- полиморфные изменения кристаллической решетки при  $T_{кр}$ :

$$\text{перхлорат калия } J_{уд} = 180 - 220 \text{ с}, \rho = 1,72 \frac{\text{г}}{\text{см}^3}, p_{кр} = 70 \frac{\text{кг}}{\text{см}^2}, u = 3 - 6 \frac{\text{см}}{\text{с}};$$



перхлорат аммония  $J_{уд} = 220 - 250 \text{ с}$ ,  $u = 0,2 - 2 \frac{\text{см}}{\text{с}}$ ;

нитрат аммония  $J_{уд} = 200 \text{ с}$ ,  $u = 0,1 - 0,3 \frac{\text{см}}{\text{с}}$  при  $P_k = 70 \frac{\text{кг}}{\text{см}^2}$ ,  $T_k = 1750 \text{ К}$ .

Горючие – от асфальта (битум) до полимеров (полисульфиды, полиэфиры, полиакрилаты, синтетические резины, полиуретан, термопласты, незатвердевающие смеси (полиизобутилен), могут быть твердыми, жесткими, хрупкими, мягкими и эластичными. Обычно импульс их до 240. Для повышения импульса добавляют мелкодисперсные порошки металлов: Al, Mg, В..., либо путем химического включения металлического горючего в молекулу связующего вещества. Свойства типичных ракетных твердых топлив приведены в табл. 3.2 и 3.3.

Зависимости удельных характеристик некоторых твердых топлив от их состава приведены на рис. 3.1.

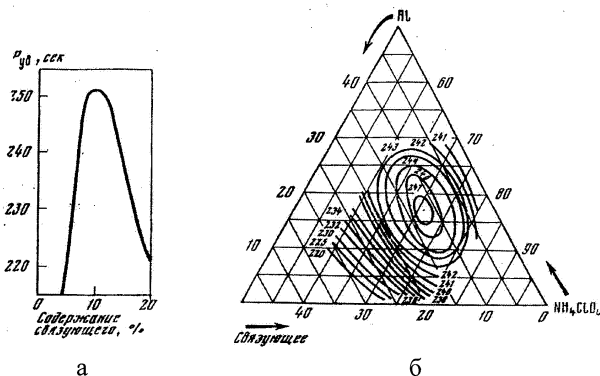


Рис. 3.1. Зависимость удельного импульса твердого смесового топлива от содержания: а – углеводородного связующего (топливо – перхлорат аммония – каучук); б – полиэфирного связующего и алюминиевого порошка

$$\left( \frac{P_k}{P_a} = 68 \right)$$



Таблица 3.3

Топливо	Вид топлива	Пределы давления, $\frac{\text{кг}}{\text{см}^2}$	Нижний предел давления, $\frac{\text{кг}}{\text{см}^2}$	$J_{\text{сп}}, \text{с}$	$n$	$t_0, \frac{\text{мм}}{\text{с}}$	$\Phi_p, \%$	$\gamma, \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$	Выхлопные газы
Баллистит	Двухосновное	70–210	14	200	0,85	–	0,9–2,34	1200–1680	Сильный факел, черный дым
Черный порох	Смесь	7–70	1	70	0,5–0,8	2,54–12,7	–	1200–2080	Серый дым
Кордит	Двухосновное	70–210	21	180	0,77	–	1,26	–	Сильный факел, черный дым
Гальцит 161	Смесь	92–260	49,5	190	0,75	35,7–3,8	0,42	1765	Белый дым
Жидкий кислород – резина	Жидкостно-твердое	7–10,6	1	225	–	–	–	–	Бездымные
NDRC EJA	Смесь	42,5–70	–	180	0,45	5–25,4	0,36–0,54	–	Серый дым
WASAG DEGN	Гомогенное	49,5–280	49,5	180	0,73	5–20,4	–	–	Сильный факел, черный дым

## Жидкие ракетные топлива

Как следует из предыдущих рассуждений, жидкие ракетные топлива составляют цепочку топлив, состоящих из горючего и окислителя в одной жидкой фазе, и могут быть однокомпонентными – только одна жидкость – в том числе: простое (окислитель и горючее входят в состав одной молекулы); смесевое (смесь окислителя и горючего) и двухкомпонентное (окислитель и горючее подаются раздельно из раздельных емкостей). По физическим свойствам они распределяются на высококипящие  $t_{\text{кип}} - 25^{\circ}\text{C}$ , многокомпонентные ( $\text{HNO}_3 - \text{N}_2\text{O}_4 - \text{NH}_2 - \text{N}(\text{CH}_3)_2$ ), низкокипящие (криогенные), например ( $\text{O}_2 + \text{H}_2$ ) –  $t_{\text{кип}} - 298 - 370\text{ K}$ , и однокомпонентные ( $\text{N}_2\text{O}_4$ ).

Высококипящие можно хранить при обычных температурах, в том числе в баках ракеты. В низкокипящие как правило входит жидкий кислород и горючее, в т.ч. может быть жидкий водород или высококипящие типа керосина, диметилгидразина и др. Низкокипящие требуют особых условий хранения и криогенной техники. Однокомпонентные топлива отличаются от многокомпонентных по способам подачи в двигатель. Классификация ЖРТ по химическому составу основана главным образом на окислителях и горючих, применяемых в этих топливах. Они классифицируются по назначению – основные, пусковые, вспомогательные (основные – для создания тяги, пусковые – для запуска ЖРД в начальный период, вспомогательные – для турбины, рулевых камер, впрыска и т.д.), по химической формуле, молекулярному весу топлива, температуре плавления и кипения, теплоте плавления и парообразования (испарения), удельной теплоемкости, плотности, вязкости, коррозионной активности, токсичности и другим физико-химическим характеристикам. Основные физико-химические характеристики типовых окислителей и горючих приведены в табл. 3.4.

Главной энергетической характеристикой ЖРТ, также как и ТРТ является расчетный удельный импульс, хотя важными являются и массовое соотношение компонентов, температура сгорания в камере и на срезе сопла, молекулярная масса ПС в КС и на срезе, плотность топлива и расходный коэффициент.

Удельные энергетические характеристики жидких топлив приведены в табл. 3.5.

Сравнительный анализ основных энергетических характеристик жидких и твердых ракетных топлив показывает, что расчетный удельный импульс применяемых в настоящее время ЖРТ составляет  $270-280^{\circ}\text{C}$  для высококипящих и  $300-390^{\circ}\text{C}$  для низкокипящих при плотности соответственно  $1,22-1,17 \frac{\text{Г}}{\text{см}^3}$  и  $1,067-1,024 \frac{\text{Г}}{\text{см}^3}$ ; ТРТ в стандартных условиях  $200-270^{\circ}\text{C}$  при плотности  $2,0-1,5 \frac{\text{Г}}{\text{см}^3}$  и коэффициенте объемного заполнения  $0,93-0,96$ , т.е. ЖРТ при плотности около  $1 \frac{\text{Г}}{\text{см}^3}$  превосходит ТРТ.

Таблица 3.4

	Молекулярная масса	Плотность $\rho, \frac{\text{г}}{\text{см}^3}$	Температура кипения (плавления) $t_{\text{кип}}, \text{°C} (t_{\text{пл}}, \text{°C})$	Критические температура (давление) $t_{\text{кр}}, \text{°C} (p_{\text{кр}}, \text{МПа})$	Стандартная энтальпия $J, \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$	Коррозионная активность	Токсичность	Чувствительность к удару
Окислитель								
Жидкий кислород O <sub>2</sub>	32,0	1,144	-182,97 (-218,8)	-118,38 (5,0)	-398	Не активен	Не токсичен	Не чувствителен
Жидкий озон O <sub>3</sub>	48,0	1,353	-111,9 (-192,7)	-12,1 (5,6)	2606	—	Очень токсичен	Очень чувствителен
Жидкий фтор F <sub>2</sub>	38,0	1,507	-188,13 (-219,62)	-129,2 (5,5)	-335	Исключительно активен	—	Не чувствителен
Азотная кислота HNO <sub>3</sub>	63,016	1,513	84,1 (-41,59)	258 (10,2)	-2753	Очень активен	Токсичен	Не чувствителен
Четырехокись азота N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	92,016	1,442	21,15 (-11,2)	158,2 (10,0)	-209	Активен	—	Не чувствителен
Перекись водорода H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	34,016	1,448	150,2 (-0,89)	457 (21,4)	-5530	Активен	—	Чувствителен
Двуфтористый кислород OF <sub>2</sub>	54,0	1,521	-145,3 (-223,8)	-59,7 (5,0)	222	—	Очень токсичен	Не чувствителен
Трифторид хлора ClF <sub>3</sub>	92,46	1,850	11,75 (-76,32)	153,5 (3,2)	-2000	Активен	Исключительно токсичен	—
Трифторид азота NF <sub>3</sub>	71,008	1,531	-129,01 (-206,79)	-39,26 (4,5)	-2050	Активен	Токсичен	—
Перхлорид фторида FClO <sub>3</sub>	102,457	1,691	-46,67 (-147,74)	95,17 (5,3)	-398	Исключительно активен	Очень токсичен	Не чувствителен
Хлорная кислота HClO <sub>4</sub>	100,465	1,772	130 (-112)	—	-460	—	Токсичен	Очень чувствителен
Пятифтористый бром BrF <sub>5</sub>	174,916	2,482	40,3 (-62,5)	197 (-)	-2625	—	Очень токсичен	—
Тетранитрометан C(NO <sub>2</sub> ) <sub>4</sub>	196,043	1,63	125,7 (14,0)	—	189	—	Очень токсичен	Чувствителен
Горючие								
Водород H <sub>2</sub>	2,016	0,07097	-252,76 (-259,21)	-239,97 (1,28)	-3828	Не активен	Не токсичен	Не чувствителен
Аммиак NH <sub>3</sub>	17,032	0,682	-33,42 (-77,76)	132,4 (11,2)	-4180	Активен	—	Не чувствителен
Гидразин N <sub>2</sub> H <sub>4</sub>	32,048	1,008	113,3 (1,53)	380 (14,5)	1573	Слабо активен	—	Не чувствителен
Несимметричный диметил-гидразин (НДМГ) (CH <sub>3</sub> ) <sub>2</sub> N <sub>2</sub> H <sub>2</sub>	60,102	0,790	63,1 (-57,2)	250 (5,4)	774	Слабо активен	Токсичен	Не чувствителен
Аэрозоль (50% НДМГ и 50% N <sub>2</sub> H <sub>4</sub> )	—	0,903	70,1 (-7,3)	334 (11,5)	1173	Слабо активен	—	Не чувствителен
Монометилгидразин (CH <sub>3</sub> )NHNH <sub>2</sub>	46,075	0,874	87,5 (-52,4)	—	1222	Слабо активен	—	Не чувствителен
Метан CH <sub>4</sub>	16,047	0,424	-161,5 (-184)	-82,1 (4,6)	-5439	Не активен	Слабо токсичен	Не чувствителен
Керосин C <sub>22</sub> H <sub>42</sub>	100	0,82-0,85	147 (-53-73)	440 (4,1)	-1728	Не активен	—	Не чувствителен
Этиловый спирт C <sub>2</sub> H <sub>5</sub> OH	46,070	0,790	78,32 (-114,1)	243,1 (6,31)	-6025	Не активен	Не токсичен	Не чувствителен
Пентаборан B <sub>5</sub> H <sub>9</sub>	63,17	0,622	62 (-46,81)	—	381	—	Очень токсичен	Не чувствителен
Литий Li	6,94	0,534	1347 (180,5)	—	0	—	—	—
Бериллий Be	9,013	1,850	2484 (1283)	—	0	—	—	—
Бор В	10,82	2,300	3677 (2027)	—	0	—	—	—
Магний Mg	24,32	1,74	1108 (650)	—	0	—	—	—
Алюминий Al	26,98	2,70	2467 (659)	—	0	—	—	—

Примечание: Плотность и энтальпия компонентов даны при  $t_{\text{кип}}$  для низкокипящих компонентов и при  $t = 20^\circ\text{C}$  для остальных.

Таблица 3.5

Горючее	Значения $k_m$ , $\alpha$ , $T_k$ , $T_a$ для различных окислителей															
	$F_2$	$ClF_3$	$FCIO_3$	$OF_2$	$O_2$	$H_2O_2$	$N_2O_4$	$HNO_3$								
	$\mu_k$	$\mu_k$	$\mu_k$	$\mu_k$	$\mu_k$	$\mu_k$	$\mu_k$	$\mu_k$	$\beta$	$\beta$	$\beta$	$\beta$	$\beta$	$\beta$	$\beta$	
	$J_{up}$	$J_{up}$	$J_{up}$	$J_{up}$	$J_{up}$	$J_{up}$	$J_{up}$	$J_{up}$	$J_{up}$	$J_{up}$	$J_{up}$	$J_{up}$	$J_{up}$	$J_{up}$	$J_{up}$	
$H_2$	8,09	0,429	11,50	0,503	6,14	0,483	5,67	0,424	4,00	0,505	7,33	0,606	5,25	0,461	6,14	0,538
	3988	1881	3434	1390	3003	1288	3547	1622	2977	1255	2419	1050	2640	1106	2474	1043
	12,10	12,82	16,40	16,78	12,73	12,85	10,74	11,09	10,00	10,08	11,70	11,71	11,28	11,30	12,02	12,04
	0,468	260,4	0,616	206,2	0,403	219,6	0,375	261,3	0,284	247,9	0,435	205,1	0,353	217,7	0,393	204,1
	411,8	477,6	320,7	369,2	344,0	398,7	412,2	478,2	391,1	456,0	322,4	374,8	340,7	394,9	319,7	370,8
$N_2H_4$	2,37	1,00	2,70	0,935	1,50	0,935	1,50	0,893	0,92	0,926	2,03	0,980	1,33	0,926	1,50	0,962
	4727	2777	3901	1832	3467	1921	4047	2435	3406	1974	2927	1533	3247	1703	3021	1530
	19,49	21,55	23,08	24,35	21,88	23,09	18,69	20,50	19,52	20,54	19,39	19,77	20,86	21,53	20,87	21,29
	1,314	225,6	1,507	186,3	1,327	183,0	1,263	213,3	1,065	192,8	1,261	178,8	1,217	181,5	1,254	174,8
	364,4	429,0	294,6	341,9	295,3	347,4	345,9	408,9	312,9	369,7	286,9	337,6	291,1	342,0	279,1	327,4
$(CH_3)_2N_2H_2$	2,45	0,484	3,00	0,487	2,7	0,79	2,69	0,75	1,70	0,798	4,26	0,968	2,57	0,843	3,00	0,905
	4464	2866	3799	1990	3657	2114	4493	2705	3608	2280	3008	1731	3415	1966	3147	1746
	21,18	23,18	25,60	26,98	24,16	25,89	19,81	21,99	21,54	23,14	21,10	21,77	23,55	24,72	23,62	24,38
	1,190	212,9	1,381	176,0	1,288	178,9	1,214	217,8	0,976	189,3	1,244	174,8	1,170	175,9	1,223	168,7
	347,9	413,0	281,4	330,3	289,6	341,8	352,2	416,6	309,7	368,2	283,7	335,9	285,2	337,0	272,4	321,6
Керосин (85,7% C, 14,3% H)	2,7	0,333	3,35	0,339	4,26	0,775	3,85	0,667	2,70	0,793	6,69	0,962	4,00	0,813	4,88	0,920
	4430	2883	3594	1951	3720	2221	4716	2670	3686	2457	3006	1745	3438	2016	3147	1838
	23,83	25,79	28,93	30,03	26,27	28,47	20,69	22,62	23,66	25,79	22,0	22,67	25,53	26,86	25,72	26,73
	1,282	200,0	1,495	161,5	1,453	173,0	1,339	218,5	1,067	182,7	1,341	171,2	1,295	169,7	1,353	162,0
	327,5	390,6	259,8	306,8	280,6	331,9	351,9	413,4	300,1	358,5	278,2	329,8	275,1	326,2	263,4	312,0
$V_3H_6$	4,56	0,633	7,33	0,833	3,76	0,775	4,00	0,781	1,12	0,699	2,23	0,513	3,00	0,685	3,00	0,667
	5080	3357	4447	2907	4242	2930	5009	3408	4160	2969	2969	2094	3913	2653	3588	2311
	21,76	24,90	29,27	33,43	27,42	30,32	21,82	24,63	24,09	26,25	18,13	19,59	25,51	27,31	24,15	25,15
	1,199	221,8	1,493	178,3	1,239	182,0	1,179	220,8	0,897	193,2	1,021	186,9	1,084	181,7	1,107	178,8
	360,9	430,8	290,3	347,0	299,3	359,5	361,6	433,2	319,7	385,2	309,1	373,2	299,3	359,6	293,7	352,3

Примечание:  $J_{up}$  приведены при  $P_k = 7,0$  МПа и  $P_a = 0,1$  МПа.

Наряду с двхкомпонентными существуют однокомпонентные жидкостные ракетные топлива, характеристики некоторых приведены в табл. 3.6.

### **Гибридные РТ**

Гибридными ракетными топливами называют, как правило, топлива раздельного снаряжения (табл. 3.7, 3.8), где горючее в твердом состоянии (отвержденные нефтепродукты, полимеры или их смеси с металлами) помещаются в камеру сгорания, а окислитель подается из отдельного бака, либо обратный вариант: окислитель – в КС, а горючее подают. (Первая в мире ракета на гибридном топливе – отвержденный бензин плюс жидкий кислород с тягой двигателя 50 кг была запущена 17 августа 1933 г. в СССР под руководством С.П. Королева по проекту М.К. Тихонравова).

Гибридные ракетные двигатели (ГРД) по схеме проще, чем ЖРД, так как для одного из компонентов топлива нет необходимости в специальных системах подачи, автоматики и регулирования. С другой стороны, требования технологии производства и эксплуатации ГРД значительно ниже чем РДТТ, т.к. ГРД почти нечувствительны к трещинам, раковинам, неоднородности состава и другим дефектам производства твердотопливного заряда, который может не содержать окислителя в своем составе. Большинство компонентов топлива, используемых в ГРД, обеспечивает надежное самовоспламенение в КС и допускает длительное хранение. Гибридные двигатели допускают многократный запуск и изменение тяги в широких пределах.

Зачастую к гибридным относят и гидрореагирующие топлива (ГРТ), применяемые в реактивных двигателях систем, движущихся в водной среде.

В качестве ГРТ применяются щелочные и легкие металлы, например, калий, натрий, литий, магний, алюминий и др. При взаимодействии этих металлов с водой образуется гидроксид металла, выделяется свободный водород и выделяется тепло. Для обеспечения устойчивости и необходимой скорости горения в заряд, как правило, добавляются в качестве окислителя хлораты, перхлораты, хроматы, бихроматы и перманганаты щелочных и щелочноземельных металлов, а также некоторое количество присадок титана, меди, ртути, фторуглеродистых и других соединений.

Таблица 3.6

Топливо	Плотность $\rho$ , $\frac{\text{г}}{\text{см}^3}$ при $t = 15 - 20^\circ\text{C}$	Температура продуктов разложения $T_k, \text{K}$	Удельный расчетный импульс $J_{\text{yp}} \left( \frac{\text{М}}{\text{с}} \right)$ при $\frac{P_k}{P_a} = \frac{21}{1}$
Перекись водорода 100 %-ная $\text{H}_2\text{O}_2$	1,463	1253	1460
Перекись водорода 93 %-ная $\text{H}_2\text{O}_2$ x 0,142 $\text{H}_2\text{O}$	1,419	1080	1370
Перекись водорода 87 %-ная $\text{H}_2\text{O}_2$ x 0,280 $\text{H}_2\text{O}$	1,381	927	1260
Изопропилинитрат $(\text{CH}_3)_2\text{CH}\cdot\text{ONO}_2$	1,036	990	1690
Гидразин $\text{N}_2\text{H}_4$	1,008	870–1300	1280–1350
Окись этилена $\text{C}_2\text{H}_4\text{O}$	0,887	1288	1600
Несимметричный диметилгидразин $(\text{CH}_3)_2\text{N}_2\text{H}_2$	0,790	1000–1150	1250–1300

Таблица 3.7

Область применения	Схема ГРД	Окислитель	Горючее	$\frac{\dot{m}}{\dot{m}_r}$	$\rho$ , $\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$	$T_{\text{к}}, \text{K}$	$J_{\text{yp}}, \frac{\text{М}}{\text{с}}$ $\left( \text{при } \frac{P_k}{P_a} = \frac{70}{1} \right)$	$J_{\text{yp}}^{\text{об}}, \frac{\text{М}}{\text{с}} \cdot 10^{-3}$ $\left( \text{при } \frac{P_k}{P_a} = \frac{70}{1} \right)$
Космические ракеты	Прямая	$\text{H}_2\text{O}_2$ (98%)	Полимер	5,5...6,5	~1360	~3000	~2570	~3550
	Прямая	$\text{H}_2\text{O}_2$ (98%)	$\text{AlH}_3$	1,02	1580	3764	2882	4530
	Прямая	$\text{H}_2\text{O}_2$ (98%)	$\text{BeH}_2$	1,57	1500	3096	3335	5030
	Обратная	$\text{NO}_2\text{ClO}_4$	$\text{N}_2\text{H}_4$	1,12	1450	3339	2745	3982
	Трехкомпонентная	$\text{O}_2$	80% $\text{BeH}_2$ + 20% $\text{H}_2$	1,17	496	3507	3905	1932
Ракеты военного назначения	Прямая	$\text{HNO}_3$	Каучук + Al	3,72	1370	3229	2490	3411
	Прямая	$\text{ClF}_3$	LiH	5,82	1530	4190	2725	4170
	Прямая	$\text{N}_2\text{O}_4$	$\text{BeH}_2$	1,67	1500	3620	3060	4590

Таблица 3.8

Окислитель	Горючее	$\frac{\dot{m}_o}{\dot{m}_r}$	$\rho_{\text{м}}, \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$	$J_{\text{yp}}, \frac{\text{М}}{\text{с}}$ $\left( \text{при } \frac{P_k}{P_a} = \frac{40}{1} \right)$
$\text{NO}_2\text{ClO}_4$	Горючее			
	$\text{AlH}_3$	0,90	1790	2659
	$\text{LiAlH}_4$	0,94	1290	2825
	$\text{BeH}_2$	1,62	1950	2982



## Гелеобразные РТ

Гелеобразные ракетные топлива – это топлива для ЖРД раздельной подачи или однокомпонентные топлива, загущенные специальными добавками до состояния консистентных жидкостей. Загущению может подвергаться один из компонентов топлива, например, гидразин или углеводородное горючее, реже – окислители (например, см. табл. 3.6). Эти топлива отличаются от ньютоновских жидкостей тем, что имеют свои законы течения. Чаще всего загущение осуществляется солями высокомолекулярных кислот, или высокомолекулярными соединениями, реже – твердыми высокомолекулярными соединениями. В загущенных горючих диспергируются в виде мелких частичек металлы и удерживаются во взвешенном состоянии благодаря высокой вязкости этих систем (табл. 3.9).

Таблица 3.9

Состав топлива	Удельный расчетный импульс $J_{y.p.,c}$	Состав топлива	Удельный расчетный импульс $J_{y.p.,c}$
$O_3 + Be + H_2$	473	$O_2 + Be + N_2H_4$	340
$O_2 + Be + H_2$	457	$O_2 + Al + N_2H_4$	314
$O_2 + Li + H_2$	405	$O_2 + B + N_2H_4$	315
$O_2 + B + H_2$	402	$F_2 + Li + N_2H_4$	377
$O_2 + Al + H_2$	392	$F_2 + Be + N_2H_4$	368
$F_2 + Li + H_2$	436	$H_2O_2 + Be + N_2H_4$	336
$F_2 + Be + H_2$	416	$H_2O_2 + Al + N_2H_4$	302
$O_3F_2 + Be + H_2$	445	$ClF_3 + Li + N_2H_4$	316
$OF_2 + Be + H_2$	441	$ClF_3 + Be + N_2H_4$	305
$F_2 + Li + He$	404	$N_2O_4 + Be + N_2H_4$	326
$F_2 + H_2 + He$	412	$N_2O_4 + Al + N_2H_4$	304

При подаче давления инертного газа в бак, горючее начинает свободно течь, и с частицами металла попадает в КС, где происходит реакция с окислителем. Таким образом, в ряде случаев можно повысить  $I_{yд}$  для ЖРД.

К гелеобразным системам относят  $N_2H_4$ -Be- $O_2$ ;  $N_2H_4$ -Li-Fr. Добавка металлов Be, Li в загущенное горючее повышает удельный импульс, а окислитель подается в КС самостоятельно. Иногда металлы вводят в загущенный окислитель, например,  $C(NO_2)_4$ -Al;  $CH_2NO_2$ -Al, Be;  $C_nF_{2n}$ -Mg, Al, фторуглероды, которые являются окислителем для металла. В этом случае можно иметь однокомпонентное топливо. В некоторых случаях гелеобразные топлива армируются проволоочной сеткой или сотовыми конструкциями из алюминия, магния или бериллия, которые являются горючими элементами. Армированные гелеобразные топлива сгорают с торца или центрального канала. Стремление разработать гелеобразные топлива связано с тенденцией получить больший удельный импульс, чем у криогенных  $H_2+O_2$ , большую мощность, чем у топлива длительного хранения ЖРД и РДТТ. При сочетании жидкого водорода с бериллием и кислородом можно получить удельный импульс больший, чем

$H_2+O_2$ , поэтому ставится задача о желатинизации жидкого водорода, в котором можно было бы взвесить частицы бериллия.

Сравнительные характеристики некоторых видов ракетных топлив приведены в табл. 3.10.

Таблица 3.10

Топливо	$P, c$	$P_V, \frac{c}{л}$	Топливо	$P, c$	$P_V, \frac{c}{л}$
Для ЖРД			Для ГРД		
$HNO_3$ -ДМГ	276	348	$H_2O_2$ -Al-пластик	289	435
$HNO_3$ - $N_2H_4$	283	362	$HNO_3$ -Al-пластик	273	414
$N_2O_4$ -ДМГ	285	336	$NO_2ClO_4$ - $N_2H_4$	295	428
$N_2O_4$ - $N_2H_4$	292	356	$ClF_3$ -LiH	293	445
$H_2O_2$ -ДМГ	278	345	$ClF_3$ -Li	318	369
$H_2O_2$ - $N_2H_4$	282	355	$N_2O_4$ -BeH <sub>2</sub>	351	530
$FCIO_3$ - $N_2H_4$	295	360	$H_2O_2$ -BeH <sub>2</sub>	375	566
$ClF_3$ - $N_2H_4$	294	444	$F_2$ - $O_2$ -LiH	363	476
$O_2$ - $H_2$	391	109	$F_2$ - $O_2$ -пластик	343	412
$O_2$ - $N_2H_4$	335	365	$F_2$ -BeH <sub>2</sub>	395	604
$F_2$ - $H_2$	410	185	$O_2$ -BeH <sub>2</sub>	371	486
$F_2$ - $N_2H_4$	363	476	Для РДТТ		
$OF_2$ -ДМГ	345	398	$NH_4ClO_4$ -Al-каучук	260	440
			$NH_4ClO_4$ -Be-каучук	280	450

В перспективе ожидается применение шугообразного водорода, т.е. взвесь твердого водорода в жидком, фтор и различные фториды с рядом горючих; расплавленный литий в паре со фтором, суспензии бериллия в жидком водороде в паре с кислородом, а также использование реакций рекомбинации, перехода возбужденных состояний атомов Ar, Ne, Ne в нормальное, фазового перехода металлического водорода в газообразный и увеличение импульса до 1000–1500 ед.

Следует отметить, что перспективами совершенствования жидких и твердых топлив для ЖРД и РДТТ, соответственно, наука и практика создания РТ не заканчивается, существуют направления совершенствования разработки и создания топлив для гибридных ракетных двигателей, а также гелеобразных ракетных топлив.

#### 4. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ О ТЕОРИИ ГОРЕНИЯ (ОСНОВЫ ВНУТРЕННЕЙ БАЛЛИСТИКИ)

**Горение** – это быстропротекающая химическая реакция. взаимодействия бесконечного множества молекул рабочего тела (топлива), сопровождающаяся выделением тепла и света. Его характеризуют наличие пламени, продуктов полного ( $H_2O$ ,  $CO_2$ ,  $SO_2$ ,  $N_2$ ...) и неполного ( $C_n$ ,  $H_{2n}$ ,  $CH_n$ ,  $CO$ ,  $H_2$  и твердые металлы) сгорания, теплотворная способность (теплота ккал/кг), скорость горения

(влияет на объемы аппаратов для сжигания топлива), самовоспламенение при определенных условиях или вынужденное зажигание.

Горение протекает в неравновесных смесях горючего и окислителя  $\frac{q}{cT_0} \gg 1$ ,

где  $q$  – теплота горения на единицу массы вещества;  $c$  – теплоемкость;  $T_0$  – начальная температура исходной смеси в тонком (менее 1 мм), интенсивно-светящемся слое, разделяющем “холодную” исходную смесь и “горячие” продукты горения. Этот слой называют зоной горения (пламени). Он распространяется с нелинейной скоростью в виде волн горения и при обычной начальной температуре реакции и выделение тепла пренебрежительно малы, и система находится в стабильном состоянии, квазиравновесном или замороженном. Если в системе повысить температуру, например, местного подвода тепла, то возникает самоускоряющийся процесс с накоплением тепла от реакции, т.е. нелинейность химической кинетики является причиной основных особенностей горения:

- 1) способность к самораспространению;
- 2) резкие изменения режима воспламенения;
- 3) прекращение горения при малом изменении температуры.

Волны горения могут распространяться со сверхзвуковой скоростью – **детонационное горение**, и дозвуковой – нормальное горение.

Горение, как правило, предполагает стационарное течение реакции при постоянном газоприходе продуктов сгорания и соответствующем расходе. В ракетных двигателях химическая энергия топлива преобразуется сначала в тепловую, а затем в кинетическую энергию вытекающей газовой струи, что может быть описано с помощью термо- и газодинамического анализа.

Характерная диаграмма работы двигателя приведена на рис. 4.1.

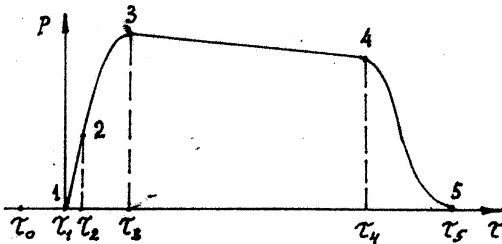


Рис. 4.1. Характерная необходимая диаграмма работы ракетного двигателя (по времени и тяге)

При этом отсчет времени ведется от момента подачи электрической команды на пиропатрон запуска  $\tau_0$ . Двигатель начал работать, но тяги ещё нет, она появляется при  $\tau_1$ . Время от  $\tau_0$  до  $\tau_1$  – это время задержки воспламенения. Время  $\tau_1 - \tau_2$  до момента устойчивого появления тяги – время задержки тяги.

Время  $\tau_3$  – это время выхода на режим,  $\tau_3 - \tau_4$  – это время работы на установившемся режиме, а  $\tau_4 - \tau_5$  – время спада тяги. Время выхода на режим и время спада тяги обычно ожидаются до 5%, а установившийся режим – 90%.

Цель термодинамического и газодинамического анализа – определение оптимальных условий преобразования энергий и расчет изменения параметров рабочего тела, таких как  $p, T, V, \omega$ , состав и термодинамические свойства реагирующих продуктов сгорания топлив для обеспечения необходимой диаграммы работы ракетного двигателя.

При этом в основных закономерностях, используемых термодинамикой и газодинамикой (уравнения состояния рабочих тел, уравнения сохранения энергии, неразрывности потока и импульса сил) свойства разных газообразных тел учитывают небольшим количеством физических величин, к которым относят молекулярную массу ( $\mu$ ), газовую постоянную ( $R$ ), теплоемкости ( $c_p, c_v$ ),

отношение теплоемкостей ( $\frac{c_p}{c_v} = k$ ) и скорость распространения звука ( $a$ ). В однородной газовой смеси, не содержащей конденсированных частиц (для ЖРД), каждому компоненту индивидуально соответствует парциальное давление ( $p_i$ ), молекулярная масса ( $\mu_i$ ), удельная газовая постоянная ( $R_i$ ), значения теплоемкости ( $c_i$ ) и энтропии ( $s_i$ ). При этом температура ( $T$ ) и скорость движения ( $\omega_i$ ) считаются одинаковыми для всех составляющих компонентов.

Универсальная газовая постоянная  $R\mu = 8314 \frac{\text{Дж}}{\text{кмоль} \cdot \text{град}}$ . Схема процесса воспламенения и выхода на режим – на рис. 4.2, горения в жидкостном ракетном двигателе приведена на рис. 4.3.

В гетерогенных продуктах сгорания (например, для РДТТ), содержащих твердые и жидкие частицы, свойства конденсированных компонентов отличаются от свойств газов. Обобщенная, упрощенная схема горения твердого топлива приведена на рис. 4.4.

Поэтому параметры состояния газообразных продуктов сгорания (ПС), содержащих конденсированные фазы, рассчитываются при следующих допущениях:

- 1) объемы, занимаемые конденсатом полагают равными нулю или ( $V - V_0$ );
- 2) парциальные давления – тоже;
- 3) общее давление в гетерогенной смеси равно сумме парциальных давлений газов;
- 4) газовые смеси подчиняются уравнениям состояния для идеальных газов;
- 5) содержание конденсата оценивается их массовой или молекулярной составляющими.

Однако следует обратить внимание и на процесс воспламенения заряда твердого топлива в двигателе. Он может быть очень быстрым или растянутым по времени, или прерываться, так называемая – отсечка – рис. 4.2.

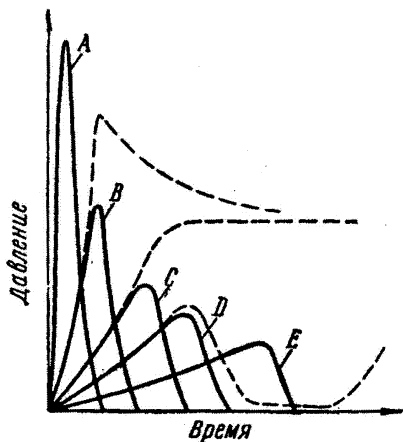


Рис. 4.2. Возможные случаи воспламенения заряда твердого топлива при запуске РДТТ: А – отсечка; В – воспламенение заряда с пиком давления; С – нормальное воспламенение заряда и запуск двигателя; D – затяжное воспламенение и запуск; E – повторная отсечка

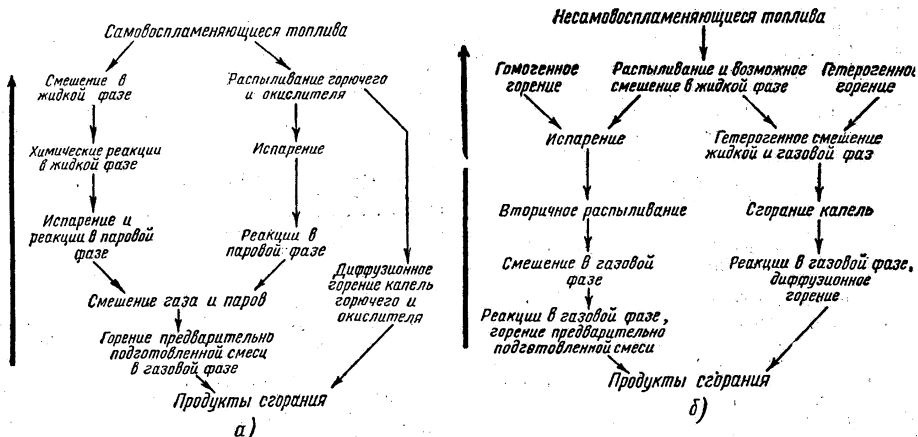


Рис. 4.3. Схема процесса горения в жидкостном ракетном двигателе: а – самовоспламеняющиеся смеси; б – несамовоспламеняющиеся смеси

Стрелками показаны: слева – подвод тепла к жидкой и газовой фазам топлива посредством турбулентного и молекулярного переноса и путем излучения; справа – диффузия промежуточных продуктов реакции в направлении, противоположном движению потоков

ПС как термодинамическая система характеризуется следующими параметрами:

– внутренней энергией

$$U = U_0 + \int_0^t c_v dt,$$

где  $V$  – объем;  $c_v$  – теплоемкость при  $V = \text{const}$ .

– суммой внутренней энергии и энергии давления, называемой энтальпией

$$H = U + p \cdot V.$$

– теплоемкостью при постоянном давлении ( $c_p$ ).

– теплоемкостью при постоянном объеме ( $c_v$ ).

Отношение теплоемкости при постоянном давлении к теплоемкости при постоянном объеме ( $\frac{c_p}{c_v} = k$ ) является показателем адиабаты:

$$c_v = \frac{1}{k-1} R, \quad c_p = \frac{k}{k-1} R, \quad H = c_p T = \frac{k}{k-1} RT.$$

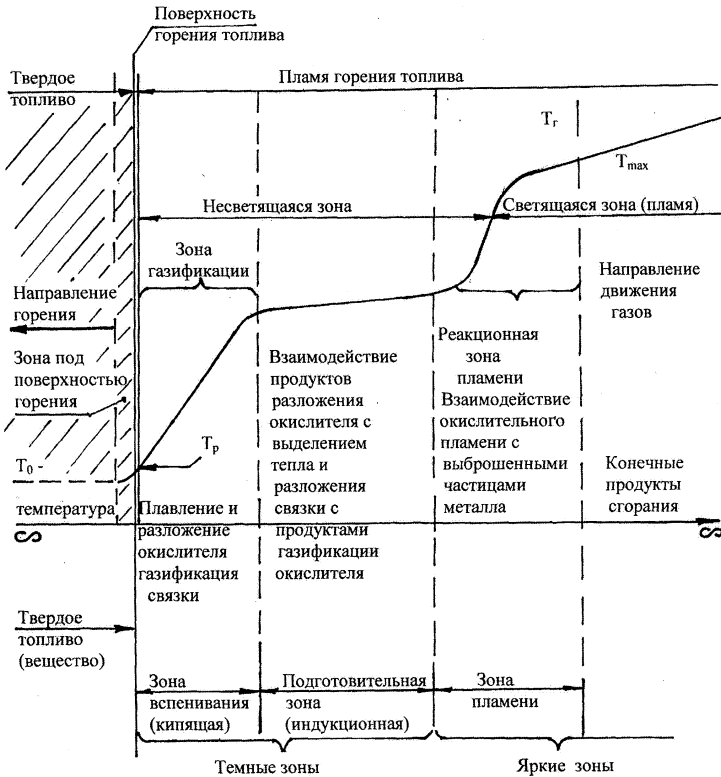


Рис. 4.4. Схема процесса горения твердого топлива

Явление горения топлива в ракетных двигателях также как и в любом процессе горения, характеризуется соответствующими параметрами изменения энергии, газоприхода и соответствующего расхода продуктов сгорания топлива и их истечения. Эти явления описываются уравнениями:

- энергии:  $H + \frac{\omega^2}{2} = \text{const}$  ;
- расхода:  $\rho\omega S = \text{const} = \dot{m}$  ;
- неразрывности:  $\frac{d\omega}{\omega} + \frac{ds}{s} - \frac{dV}{V} = 0$  ;

(или  $w_{\text{тв(жидк)}} \rho_{\text{тв(жидк)}} = w\rho$ , где  $w$  и  $\rho$  – скорость горения и плотность топлива после газификации,  $w_{\text{тв(жидк)}}$ ,  $\rho_{\text{тв(жидк)}}$  – скорость горения и плотность топлива после газификации в твердой или жидкой фазах, а их произведение называется массовой скоростью горения).

Скорость горения, как скорость экзотермической реакции определяется по уравнению Аррейниуса:

$$w = kc^n e^{-\frac{E}{RT}},$$

где  $k$  – пропорционален общему числу столкновений молекул в единицу времени;  $n$  – коэффициент, получаемый экспериментально;  $E$  – минимальная энергия молекул, при которой их столкновения ведут к химической реакции;  $c$  – концентрация исходных веществ; при этом  $k$  и  $n$  – постоянные величины, определяемые опытным путем).

– изменения количества движения:  $dp + \rho\omega d\omega = 0$ ;

– скорости звука в газе  $a = \sqrt{kRT}$  (при адиабатическом процессе зависит только от температуры),

где  $k = 1,4$ ,  $R = 287,1$ ,  $a = \sqrt{20,1T}$  (для продуктов сгорания в КС при  $T = 3000$  К:  $k = 1,2$ ,  $R = 325$ , скорость звука  $a = 1100 \frac{\text{М}}{\text{с}}$ ).

Понятия внутренней энергии  $U$ , энтальпии  $H$ , теплоемкости  $c_p$ ,  $c_v$ , уравнений энергии, расхода, неразрывности потока, изменения количества движения, скорости звука в газах, зависимости параметров газа от скорости потока, течения продуктов сгорания по тракту двигателя и сопла можно с некоторым приближением отнести к любым классам реактивных и ракетных двигателей, однако, для каждого из них они имеют свои конкретные отличия и зависят как от конструктивного исполнения двигателя, условий его применения и, в первую очередь, от вида топлива. Теоретически в качестве топлива может быть использована любая химическая система, способная к экзотермической реакции, или как мы говорим, к горению, однако, существуют определенные свойства, которыми должно обладать ракетное топливо. Мы уже говорили, что топливо состоит из горючего и окислителя. Если окислитель и горючее не обладают химическим сродством при нормальной температуре и могут смешиваться в жидком виде – это смесевое однокомпонентное топливо, если атомы окислителя и горючего входят в состав одной молекулы – это простое однокомпонентное топливо, наиболее распространены двухкомпонентные топлива – для жидкостей с разной подачей; – для твердого – механическая смесь, в том числе с

металлическими присадками, которые имеют свою схему процесса горения – рис. 4.5; – для гибридных – с подачей жидкого компонента. Если компоненты реагируют немедленно после или в процессе смешения – это самовоспламеняющиеся топлива. Основные показатели энергоэффективности топлив – внутренняя энергия, энтальпия, теплотворная способность, скорость горения, а главное – удельный импульс.

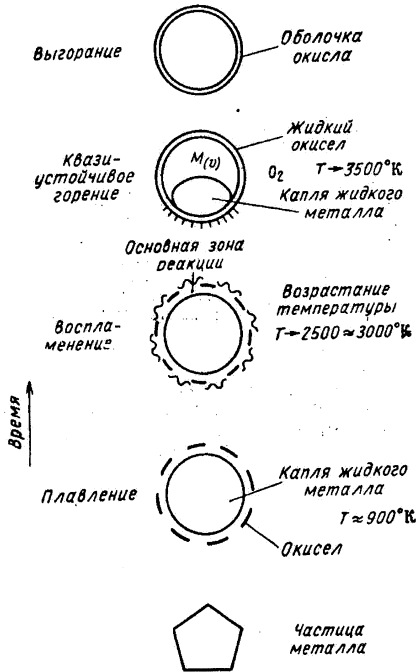


Рис. 4.5. Схема процесса горения Me

Понятие скорости звука имеет громадное значение в аэродинамике и газодинамике. Отношение скорости потока к скорости звука принято обозначать  $M$  и называть числом Маха  $M = \frac{\omega}{a}$ , если " $a$ " значительно более скорости потока, то такая волна носит название ударной, распространяется она сначала со скоростью, существенно превышающей скорость звука, но постепенно падает.

Уравнение состояния газов при равномерном давлении, параметрах при установившемся и неустановившемся режимах, ускорении и торможении продуктов сгорания при течении по тракту двигателя, скорости звука в потоке и критической скорости потока равной местной скорости звука

$$\omega_{кр} = \sqrt{\frac{k-1}{k+1}} \omega_{max},$$



где  $\omega_{ид}$  – идеальная теоретическая скорость истечения;  $\omega_{max} = \sqrt{\frac{2k}{k-1}RT}$  – максимальная скорость истечения, которую можно представить как хаотическое тепловое движение молекул, преобразованное в направлении движения – скорость потока. Скорость, большую  $\omega_{max}$  получить невозможно, так как газ при этом расширяется в потоке до полного вакуума, что возможно лишь при  $S \rightarrow \infty$ , то есть теоретическая  $\omega_{max}$  недостижима, но к ней нужно стремиться.

Имея зависимости параметров газа от скорости потока  $\rho = \rho_0 \left(1 - \frac{\omega^2}{\omega_{max}^2}\right)^{\frac{1}{k-1}}$ ;

$p = p_0 \left(1 - \frac{\omega^2}{\omega_{max}^2}\right)^{\frac{k}{k-1}}$ , и подставляя в них вместо  $\omega - \omega_{кр}$ , получим:

$$T_{кр} = T_0 \left(1 - \frac{\omega_{кр}^2}{\omega_{max}^2}\right) = \frac{2T_0}{k+1};$$

$$\rho_{кр} = \rho_0 \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}};$$

в частности, для воздуха:  $T_{кр} = 0,833T_0$ ,  $\rho_{кр} = 0,634\rho_0$ ,  $p_{кр} = 0,528p_0$ , а для продуктов сгорания в ракетном двигателе, при  $k=1,2$ ,  $T_{кр} = 0,909T_0$ ,  $\rho_{кр} = 0,6\rho_0$ ,  $p_{кр} = 0,565p_0$ , то есть если истечение происходит в атмосферу, то получить скорость потока, равную скорости звука, можно лишь при условии, что на выходе из сопла или насадка, независимо от его формы, давление  $p_{кр}$  в струе превысит давление окружающей атмосферы, следовательно, давление в камере ( $p_0$ ) должно при этом превышать примерно вдвое атмосферное.

А уравнение установившегося расхода  $\rho\omega S = const$ .

Учитывая, что скорость истечения продуктов сгорания является одной из основных составляющих в формуле тяги реактивного двигателя ( $P = \dot{m} \cdot \omega_e$ ), естественно стремление к ее реализации до  $\omega_e$ .

Одной из наиболее разработанных является теория применения сверхзвуковой формы выходного сопла:

если  $\frac{p_a}{p_k} \geq \frac{p_{кр}}{p_k}$ ,  $\omega \leq a$ ,  $\frac{ds}{s} \leq 0$  – сужение сопла;

если  $\frac{p_a}{p_k} = \frac{p_{кр}}{p_k}$ ,  $\omega = a$ ,  $\frac{ds}{s} = 0$  – кризис, критика;

если  $\frac{p_a}{p_k} \leq \frac{p_{кр}}{p_k}$ ,  $\omega \geq a$ ,  $\frac{ds}{s} \geq 0$  – расширение сопла.

То есть сопло, предназначенное для получения сверхзвукового потока, должно состоять из сужающейся (дозвуковой) части, минимального (критического) сечения и расширяющейся (сверхзвуковой) части.

В минимальном, критическом сечении сверхзвукового сопла  $p = p_{кр}$ ,  $\omega = \omega_{кр}$ ;

$\omega_{кр} = \sqrt{k \frac{p_{кр}}{\rho_{кр}}} = \sqrt{k R T_{кр}}$  – скорость течения газа равна скорости звука в данном газе при давлении  $p_{кр}$  и температуре  $T_{кр}$ . Некоторые варианты изменения параметров потока продуктов сгорания показаны на рис. 4.6.

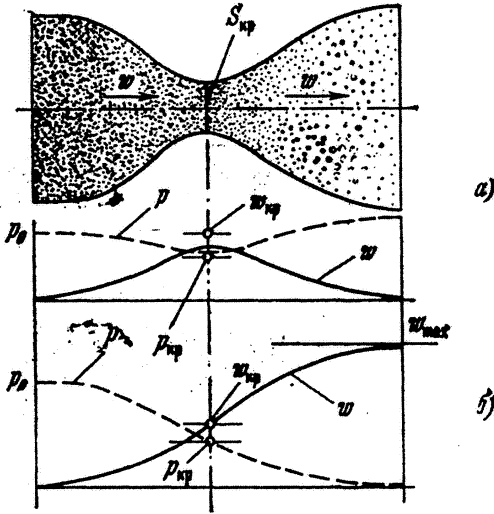


Рис. 4.6. Возможные изменения параметров потока продуктов сгорания по длине сопла: а – в режиме затухания; б – в нормальном режиме

За критическим сечением сопла в расширяющейся части сопла скорость продолжает нарастать и становится сверхзвуковой. Такое устройство выходной части сопла получило название «сопло Лавалья». Если скорость потока при подходе к критическому сечению не достигает своего критического значения, то скорость потока будет и дальше падать.

Любое произвольное сечение сопла связано с критическим соотношением

$$\frac{s}{s_{кр}} = \frac{\rho_{кр} \omega_{кр}}{\rho \omega},$$

однако

$$\omega = a M, \quad \omega_{кр} = a_{кр} \cdot 1,$$

Поэтому

$$\frac{s}{s_{кр}} = \frac{p_{кр} a_{кр}}{p a M}.$$

Теоретически можно добиться сверхзвука, сначала подводя энергию к газу, затем – отводя ее. Такое сопло носит название теплового.

## 5. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О ПВРД

**Прямоточные воздушно-реактивные двигатели** относятся к ВРД бескомпрессорного типа, т.к. при больших скоростях турбокомпрессорный агрегат становится малоэффективным. В ВРД рабочим телом в основном является атмосферный воздух, используемый в качестве окислителя при сжигании горючего, находящегося на борту летательного аппарата, которое является источником тепловой энергии. При этом соотношение массы воздуха и горючего, например, бензина составляет 10:1, для жидкого водорода – вообще 35:1.

Удельный расход топлива у ВРД составляет  $0,25-0,30 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$  на одну тонну тяги (а у РД –  $3-6 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$  на одну тонну).

Воздушно-реактивные двигатели, использующие кислород воздуха, обладают определенным набором положительных качеств, к которым относят:

1) имеют незначительный запас топлива, поскольку в качестве основного компонента рабочего тела используют атмосферный воздух, который выполняет несколько функций:

- является основным компонентом рабочего тела для термодинамического цикла, в котором происходит преобразование тепловой энергии в механическую;
- кислород воздуха используется как окислитель для преобразования химической энергии топлива в тепловую;
- воздух, получая ускорение в двигательной установке, принимает участие в создании тяги;

2) использование воздуха позволяет уменьшить массу летательного аппарата, повысить его экономичность и топливную эффективность;

3) наличие несущих поверхностей ЛА в воздухе позволяет осуществлять полет с тягой в 5 – 20 раз менее его веса, но когда требуется высокая маневренность, тяга должна превышать силу тяжести ЛА.

При этом имеют и некоторые недостатки:

- 1) аэродинамическое сопротивление и нагрев ЛА;
- 2) ограничение по подъемной силе на больших высотах;
- 3) ограничение зоны полетов и скоростей.

Окислитель и рабочее тело из окружающей среды позволяет уменьшить массу ЛА, а малый удельный расход позволяет производить полет в течение необходимого времени, однако использование окислителя воздуха ограничивает полет только в пределах атмосферы, то есть до 40 км. Воздух в полете поступает в камеру сгорания через входной диффузор, в котором скорость потока тормозится от скорости полета до скорости на входе в камеру сгорания до 60–100 м/с. Для необходимого повышения давления в цикле ВРД оказывается

достаточно динамического сжатия воздуха за счет скоростного напора. В этих условиях потребность в компрессоре и турбине практически отпадает, и схема двигателя существенно упрощается, двигатель является проточным. Схемы таких двигателей приведены на рис. 5.1, 5.2, 5.3, 5.4.

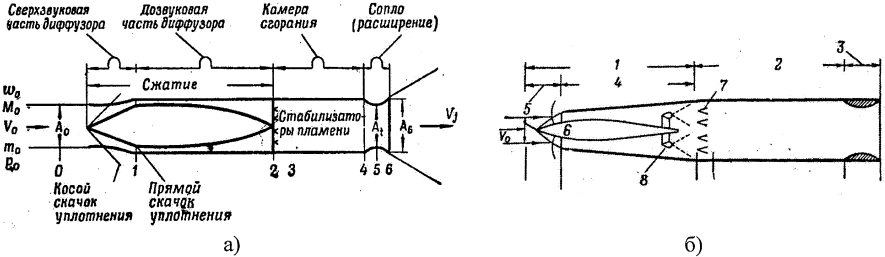


Рис. 5.1. Схема проточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД):  
 а – схема расположения зон и сечений двигателя:  
 0 – невозмущенный поток, 1,2,3,4,5,6 – сечения двигателя;  
 б – принципиальная схема сверхзвукового ПВРД:  
 1 – зона сжатия; 2 – нагрев и горение; 3 – расширение; 4 – дозвуковой диффузор;  
 5 – сверхзвуковой диффузор; 6 – внутреннее тело; 7 – стабилизаторы горения;  
 8 – впрыск топлива.  
 $V_0$  – скорость набегающего потока воздуха

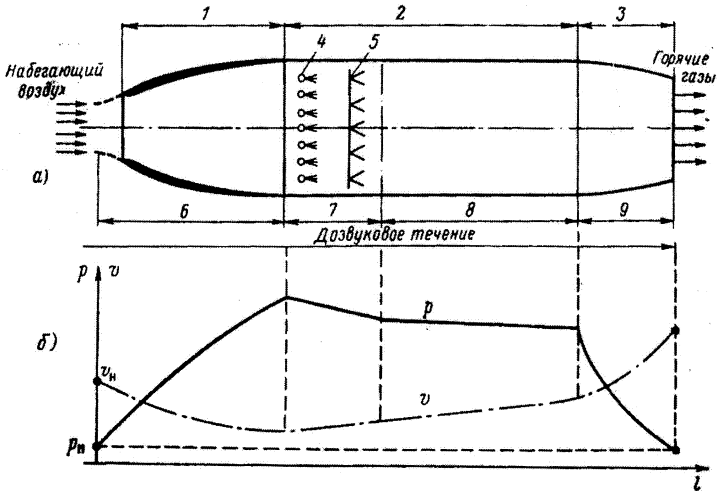


Рис. 5.2. Обобщенная схема дозвукового проточного ВРД:  
 а – схема устройства и примерный рабочий процесс;  
 б – диаграмма статических давлений и скоростей потока по тракту двигателя  
 1 – входной диффузор; 2 – камера сгорания; 3 – выходное сопло; 4 – форсунки;  
 5 – стабилизатор; 6 – сжатие; 7 – впрыск горючего и стабилизация пламени;  
 8 – сгорание; 9 – расширение

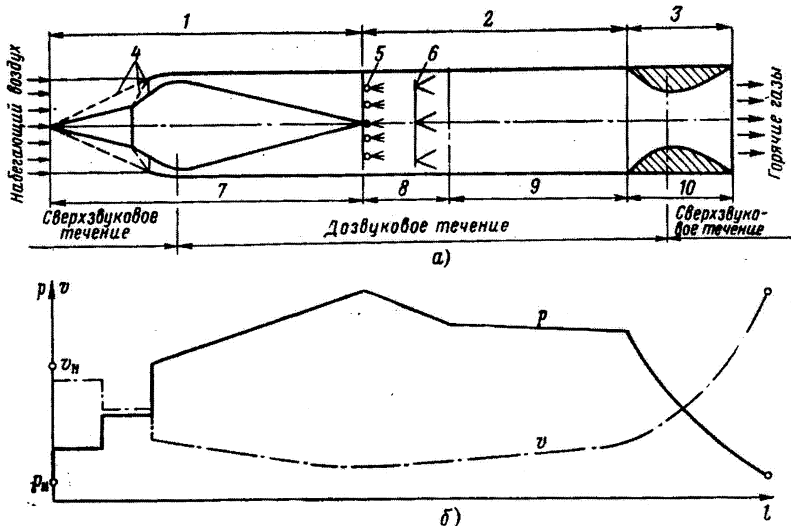


Рис. 5.3. Обобщенная схема сверхзвукового ПВРД:

а – схема устройства и примерный рабочий процесс;

б – диаграмма статических давлений и скоростей потока по тракту двигателя

- 1 – входной диффузор; 2 – камера сгорания; 3 – выходное сопло; 4 – система скачков;  
 5 – форсунки; 6 – стабилизатор пламени; 7 – сжатие; 8 – впрыск горючего и стабилизация  
 пламени; 9 – сгорание; 10 – расширение

Набегающий поток воздуха попадает в диффузор, где его скорость падает, а давление, плотность и температура возрастают. При скорости полета, соответствующей примерно  $M=3$ , давление в конце диффузора повышается примерно в 25 раз. Схема дозвуковых диффузоров приведена на рис. 5.5.

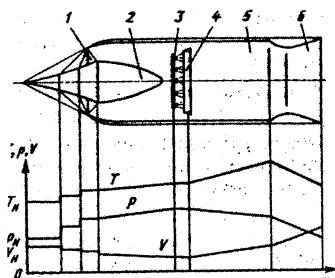


Рис. 5.4. Принципиальная схема ПВРД и график изменения параметров потока по тракту

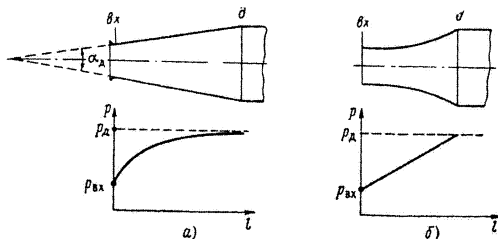


Рис. 5.5. Некоторые схемы дозвуковых диффузоров: а – конический; б – изогradientный диффузор

Поджатый в диффузоре воздух смешивается в камере сгорания с топливом, впрыскиваемым через форсунки, смесь поджигается и сгорает, а продукты сгорания истекают через сопло со скоростью, большей, чем скорость набегающего потока. В начале камеры сгорания устанавливается стабилизатор пламени, турбулирующий поток и создающий затененные зоны, в которые поступает топливоздушная смесь. Здесь она при запуске двигателя поджигается с помощью внешнего источника воспламенения. В процессе установившейся работы двигателя горение топлива поддерживается автоматически. Вследствие возрастания количества движения воздуха при протекании через канал двигателя (за счет сжигания горючего в кислороде воздуха и выделения тепла) создается тяга. В камере скорость движения смеси дозвуковая. Чтобы увеличить количество движения смеси, её скорость выгодно максимально увеличивать. Эту функцию выполняет сверхзвуковое сопло, в котором происходит расширение продуктов сгорания при сверхкритическом перепаде давлений. Классическая форма сопла – сужающаяся при разгоне продуктов сгорания до скорости звука и расширяющаяся при дальнейшем увеличении скорости потока. ПВРД может создавать реактивную тягу только тогда, когда скоростной напор достаточен для образования повышенного давления в диффузоре. При малых скоростях полета степень сжатия воздуха, получаемая за счет использования скоростного напора, оказывается незначительной, вследствие чего звуковые ПВРД имеют низкий КПД и не находят практического применения. Поэтому целесообразная область применения ПВРД – сверхзвуковые ЛА: зенитные ракеты, самолеты-мишени и т.д.

Входные устройства (воздухозаборники) бывают дозвуковые (рис. 5.6) и сверхзвуковые (рис. 5.7), лобовые и боковые, регулируемые, нерегулируемые и убирающиеся, внешнего, внутреннего и смешанного сжатия (рис. 5.8). Выходные устройства – дозвуковые, сверхзвуковые, регулируемые и нерегулируемые.

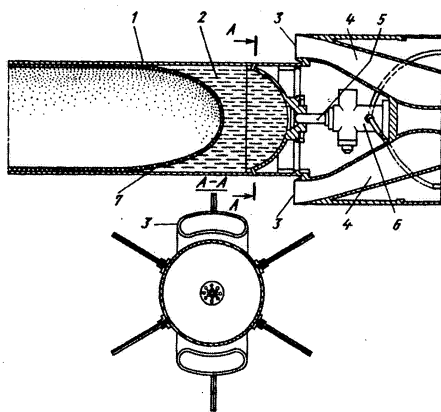


Рис. 5.6. Конструктивная схема дозвукового воздухозаборника:  
 1 – топливный бак; 2 – топливо;  
 3 – воздухозаборник; 4 – каналы воздухозаборника; 5 – трубопровод;  
 6 – редукционный клапан;  
 7 – эластичная мембрана

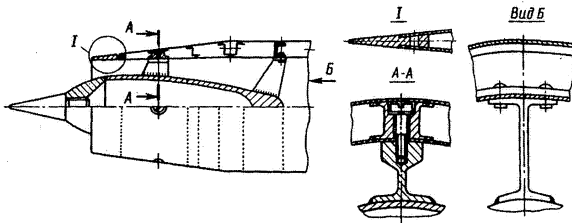


Рис. 5.7. Конструктивная схема сверхзвукового воздухозаборника

Потери в ВРД обусловлены торможением потока на входном устройстве, лобовым сопротивлением заборника, потерями в каналах, косыми скачками уплотнений, нерасчетными режимами работы выходных устройств.

Принципиальные схемы устройства некоторых видов входных диффузоров, создания скачков и сжатия потоков на них приведены на рис. 5.8.

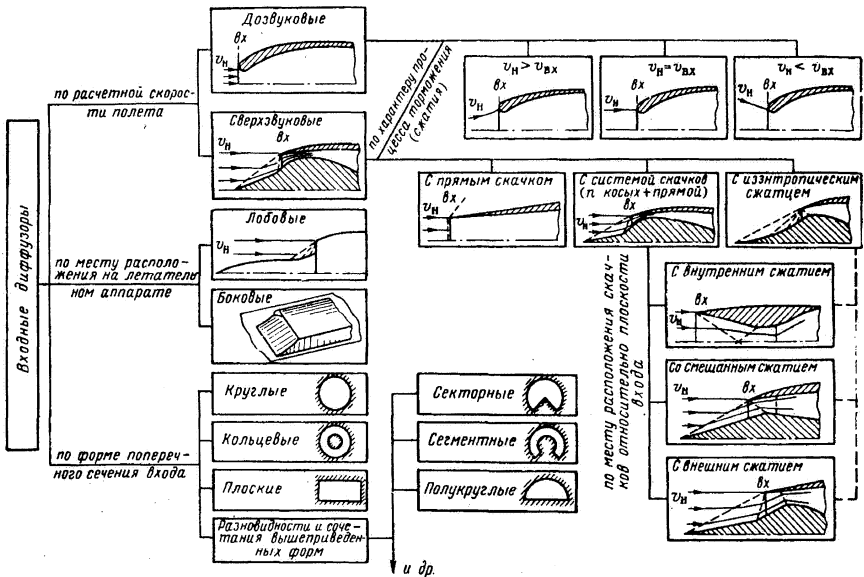


Рис. 5.8. Принципиальные схемы устройства входных диффузоров ПВРД

Многие авторы отмечают, что существенным недостатком ПВРД является его неспособность к самостоятельному старту и необходимость применения стартового ускорителя, обеспечивающего разгон ЛА до скорости, при которой ПВРД становится эффективным. Поэтому ВРД, как правило, имеют либо стартовые разгонники, либо компрессоры, турбины и т.д. Выгодно применение сверхзвуковых ПВРД (рис. 5.9) на самолетах большой дальности со скоростями  $M = 4 - 6$ . Благодаря высокой экономичности может оказаться выгодным применение гиперзвуковых ПВРД, работающих при числах  $M$  более 6-7. Это

позволит создать более легкие и экономичные (по сравнению с ракетными) системы запуска спутников и других космических объектов.

Наряду с жидкостными ПВРД существуют, как мы с вами уже знаем, ПВРД с твердотопливными зарядами, при этом:

- топливный заряд размещен в камере сгорания;
- КС ПВРД не имеет стабилизатора горения, предельно проста по конструкции;
- воздухозаборники встроены в аэродинамическую схему ракеты и на режиме работы стартового РДТТ закрыты специальными заглушками, открываемыми при запуске ПВРД;
- топливный заряд ПВРД представляет собой твердое горючее либо без содержания окислителя, либо с небольшим содержанием окислителя;
- в качестве стартового РДТТ, который должен разогнать ракету до требуемой скорости, используется вставка, выбрасываемая при пуске ПВРД, либо его сопло.

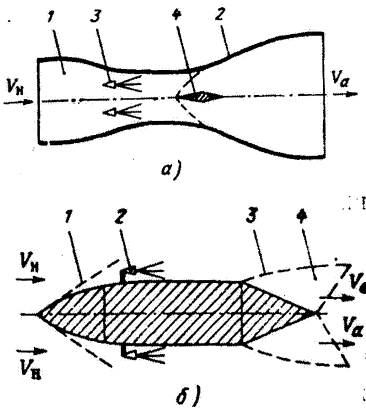


Рис. 5.9. Некоторые схемы гиперзвуковых ПВРД:  
 а - с внутренним сверхзвуковым течением и горением в сверхзвуковом потоке:  
 1 - диффузор; 2 - сопло; 3 - форсунки; 4 - клин;  
 б - с горением во внешнем потоке:  
 1 - косые скачки на переднем конусе; 2 - форсунки;  
 3 - косые скачки на заднем конусе; 4 - зона горения

Для ЛА малых тяг и космических объектов в перспективе ожидается разработка рекомбинационных ПВРД, основанных на применении энергии рекомбинации диссоциированных частиц кислорода и азота. Так, например, на высоте 80 км энергия этих газов составляет примерно 5 Дж/м<sup>3</sup> и может создавать тягу до 10 кгс. Конечно, размеры его фантастичны: диаметр около 6 метров, длина более 30 метров, рис. 5.10.

Ориентировочные области применения ВРД приведены на рис. 5.11.

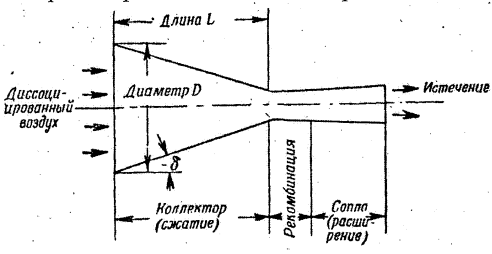


Рис. 5.10. Схема рекомбинационного ПВРД



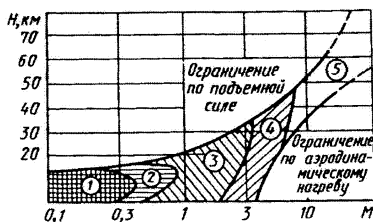


Рис. 5.11. Ориентировочные области применения ВРД различных типов:  
 1 – вертолетные ГТД; 2 – ТВД; 3 – ТРД и ТРДД; 4 – РПД и СПВРД; 5 – ГПВРД

## 6. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ НА ОСНОВЕ РДТТ. СИСТЕМЫ И ЭЛЕМЕНТЫ

В прошлых лекциях и занятиях мы касались некоторых аспектов устройства ракет с РДТТ – это первые двигатели, примененные по назначению, хотя в практическом ракетостроении первенствовали ракеты с ЖРД. Начало разработки ракет с РДТТ в США примерно 1947 г., а у нас – примерно 1958 г.

**Разработчики РДТТ считают**, что ракеты с РДТТ имеют:

- более высокую надежность, возможность длительного (15 лет и более) хранения в полностью снаряженном виде и боеготовности;
- простую конструкцию ракеты и наземного оборудования, в результате чего сокращается численность обслуживающего персонала и упрощаются условия эксплуатации;
- меньшую стоимость изготовления и эксплуатации ракетных комплексов.

**РДТТ обладают:**

- конструктивной простотой, высокой степенью механизации и автоматизации при изготовлении основных узлов, возможностью прямого контроля большинства составных частей в процессе производства на воздействие основных штатных нагрузок, обеспечивают создание безотказной техники при низких затратах;
- высокими эксплуатационными качествами: не требуют никаких регламентных работ в течение гарантийного срока эксплуатации;
- могут применяться в качестве маршевых (рис. 6.1, 6.2, 6.3), крупногабаритных, и вспомогательных – стартовых, разгонных, отделения (рис. 6.17, 6.18) и т.д.

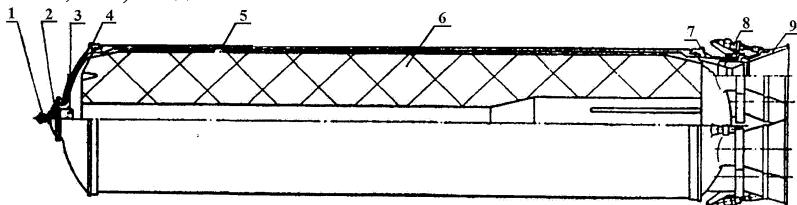


Рис. 6.1. Конструкция маршевого РДТТ первой ступени баллистической ракеты:

- 1 – пиропатрон запуска двигателя; 2 – система аварийного выключения;
- 3 – воспламенитель; 4 – переднее днище корпуса; 5 – цилиндрическая оболочка корпуса;
- 6 – заряд смесового твердого топлива; 7 – заднее днище; 8 – рулевые машины;
- 9 – разрезное управляющее сопло

На рис. 6.1, 6.2 изображена конструкция РДТТ одной из первых отечественных баллистических ракет с корпусами, выполненными из высокопрочных сталей, с зарядами СТРТ, выполненными в виде моноблока, при этом на первой ступени с круглым каналом, четырьмя длинными и четырьмя короткими щелями снизу и кольцевой проточкой сверху. Для ОУ применены по четыре разрезных управляющих сопла на каждом РДТТ.

**Основные узлы** и конструктивные элементы: корпус, заряд ТТ, сопловый блок, система запуска, узлы отсечки и АВД, вспомогательные устройства и т.д.

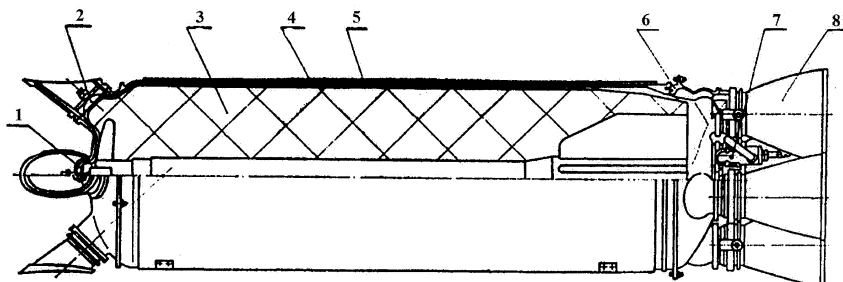


Рис. 6.2. Конструкция маршевого РДТТ последующей ступени баллистической ракеты:

- 1 – передняя крышка с системой запуска; 2 – сопло отсечки с пиропатронами;
- 3 – заряд СТРТ; 4 – цилиндрическая часть корпуса; 5 – подмотка стеклопластика;
- 6 – заднее днище; 7 – рулевые машины; 8 – разрезные сопла

Начиная с конструкции РДТТ, изображенной на рис. 6.3, в отечественном ракетостроении конструкции корпусов стали изготавливать из композиционных материалов методом непрерывной намотки типа «кокон».

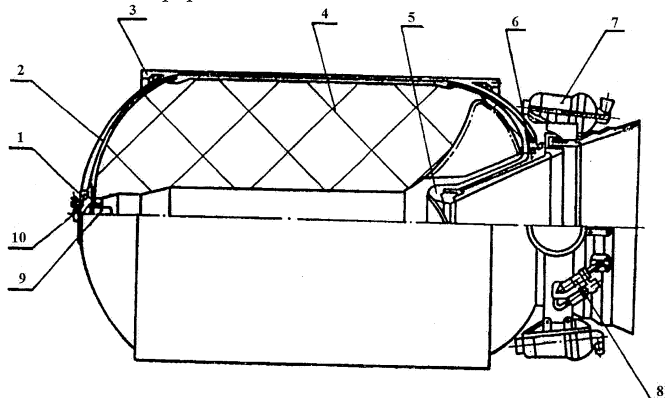


Рис. 6.3. Конструкция маршевого РДТТ верхней ступени баллистической ракеты:

- 1 – передняя крышка; 2 – корпус из композиционного материала; 3 – передний шпангоут;
- 4 – заряд СТРТ; 5 – центральное разрезное управляющее сопло;
- 6 – закладной элемент заднего днища; 7 – двигатель крена; 8 – рулевая машина;
- 9 – воспламенительное устройство; 10 – закладной элемент переднего днища

### Крупногабаритные РДТТ отличаются:

– неоднородностью продуктов сгорания ТТ (до 40% конденсированной фазы со сложным спектром распределения частиц по размерам и резкой их эволюции за время пребывания в камере);

– большой площадью поверхности защитных покрытий, разрушающихся при взаимодействии с продуктами сгорания ТТ в условиях высоких температур и градиентов температур;

– сложностью структур композиционных материалов, которые составляют более 90% массы конструкции РДТТ.

Несмотря на простоту конструкции, РДТТ представляют собой сложную техническую систему, в которой каждая подсистема (корпус, сопловой блок, крышка и др.) неразрывно связана конструктивно в одно целое.

Крупногабаритные РДТТ характеризуются уровнем массового совершенства (отношение массы конструкции к массе заряда) для верхних ступеней не более 0,08, а коэффициент объемного заполнения камеры топливом (отношение объема заряда ТТ к внутреннему объему камеры) – 0,92-0,95.

**1. Корпуса РДТТ:** цилиндр, конус, сфера, оваловид, тор, или комбинированные: цельные, разъемные, секционные, с отъемными днищами и т.д. Устройство корпусов из композиционных материалов приведено на рис. 6.4, 6.5, 6.6.

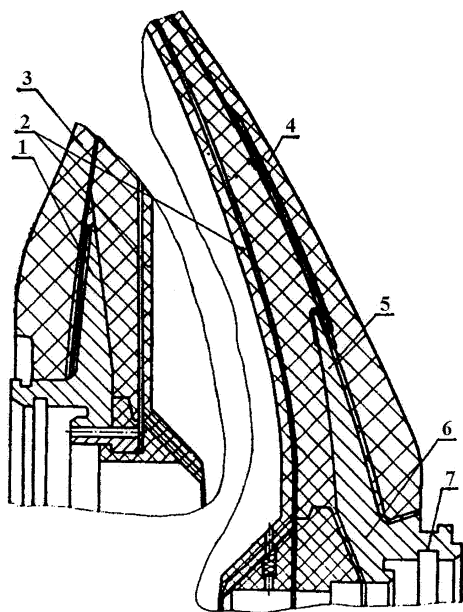


Рис. 6.4. Конструкция днищ корпуса в зоне полярных отверстий:

- 1 – передний стыковочный фланец;
- 2 – манжета; 3 – переднее днище силовой оболочки; 4 – заднее днище силовой оболочки; 5 – задний стыковочный фланец (большой опорный хвостовик); 6 – малый хвостовик стыковочного фланца; 7 – замковая часть

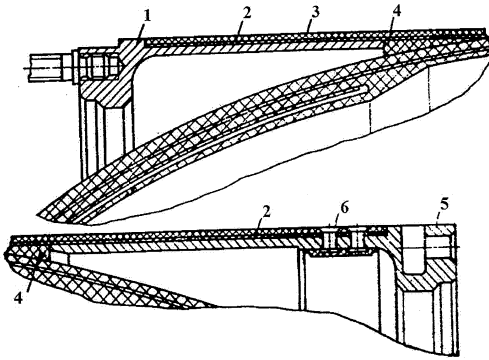


Рис. 6.5. Конструкция узлов стыковки РДТТ с отсеками ракеты:  
1 – передний шангоут; 2 – эластичный слой; 3 – передний стыковочный узел; 4 – эластичный клин; 5 – задний шангоут; 6 – заклепки

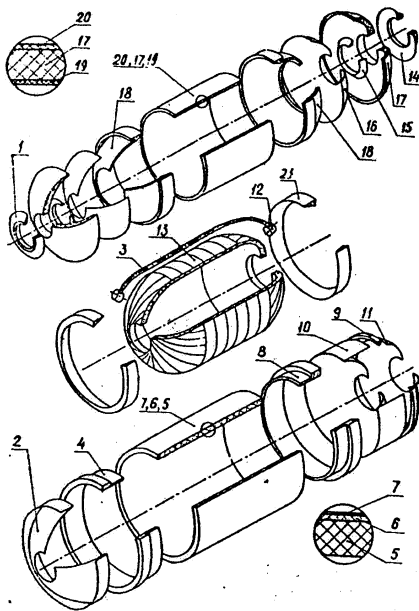


Рис. 6.6. Составные элементы конструкции корпуса РДТТ из композитов:  
1 – передний (верхний) фланец; 2 – наружный герметизирующий слой переднего днища; 3 – бортовая кабельная сеть; 4 – передний шангоут; 5 – второй кокон; 6 – слой защиты от влаги и других внешних воздействий; 7 – лакокрасочное покрытие, токопроводящий слой; 8 – задний (нижний) шангоут; 9 – детонирующий удлиненный заряд; 10 – наружный герметизирующий слой заднего днища; 11 – наружное теплозащитное покрытие; 12 – разъем бортовой кабельной сети; 13 – силовая оболочка (первый кокон); 14 – задний (сопловой) фланец; 15 – клин; 16 – антиадгезионная пленка; 17 – внутреннее теплозащитное покрытие; 18 – манжеты; 19 – защитно-крепящий слой; 20 – герметизирующий слой; 21 – эластичный клин

**Облик РДТТ**, отражающий совокупность основных конструктивных узлов и элементов, выполняющих в изделии основные или вспомогательные функции и связи между ними, определяет конструктивно-компоновочная схема, включающая:

- конструктивную схему камеры сгорания двигателя;
- конструктивную схему соплового блока;
- конструктивную схему закрепления РДТТ в изделии.

**По схеме закрепления:** продольное (толкающей или тянущей) схемы, поперечное; сложное пространственное.

**2. Сопловые блоки:** односопловой на днище корпуса (рис. 6.7, 6.8), на боковой поверхности или на газоводе, с раздвижным раструбом (рис. 6.14), многосопловые и т.д.

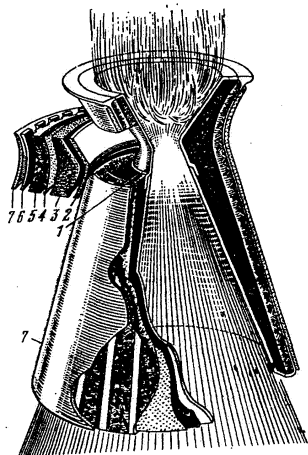


Рис. 6.7. Сопловой блок РДТТ в разрезе: 1 – вольфрамовая внутренняя оболочка; 2 – промежуточная прослойка из термостойкого материала; 3 – графитовая вставка; 4 – керамическая изоляция; 5 – пластмассовая вставка; 6 – силовые элементы; 8 – наружная оболочка из стеклопластика

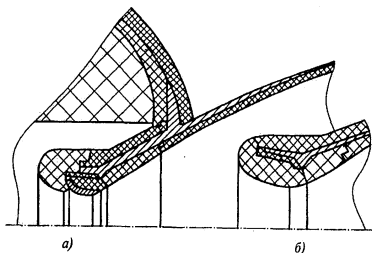


Рис. 6.8. Схема установки неподвижного соплового блока на днище корпуса РДТТ: 1 – вариант «а» – по аналогии с рис. 6.7; 2 – вариант «б» современные технологии

Для управления – вдув газа (рис. 6.9, 6.10, 6.11) или впрыск жидкости (рис. 6.12) в закритическую часть сопла, РУС, КУС (рис. 6.13), ВУС, ПУС с раздвижным раструбом (рис. 6.14) на цапфенных, карданных, эластичных (рис. 6.15), гидравлических (рис. 6.16) и др. опорах, газовые рули, интерцепторы, триммеры, дефлекторы и т.д.

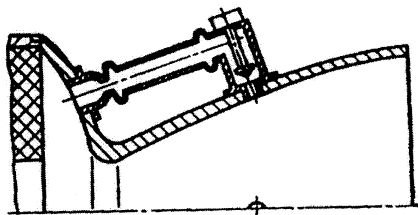


Рис. 6.9. Конструктивная схема вдува газа из камеры РДТТ с газоводами

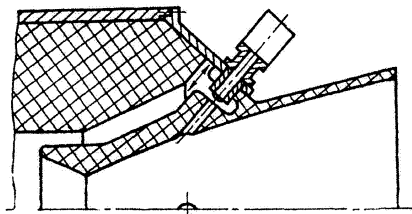


Рис. 6.10. Конструктивная схема вдува газа из камеры РДТТ без газоводов

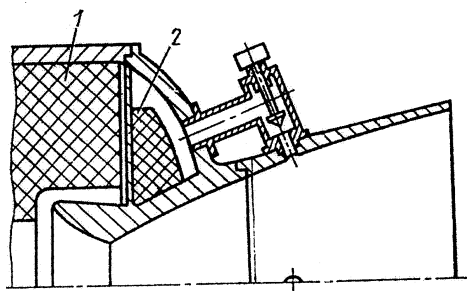


Рис. 6.11. Конструктивная схема вдува газа от автономного источника газа:  
1 – основной заряд; 2 – заряд низкотемпературного топлива

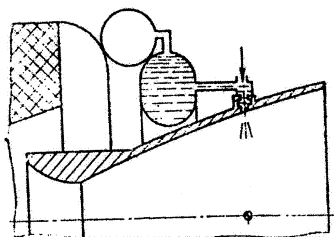


Рис. 6.12. Схема системы впрыска жидкости

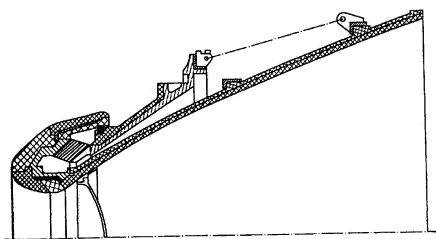


Рис. 6.13. Конструкция соплового блока с поворотным управляющим соплом

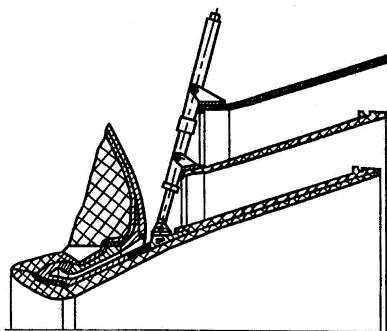


Рис. 6.14. Конструкция соплового блока с раздвижным раструбом сопла

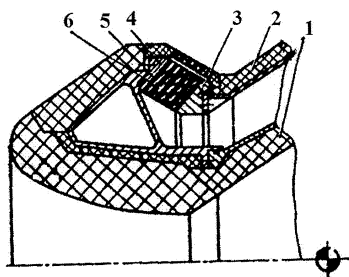


Рис. 6.15. Сопло на эластичном опорном шарнире:  
1 – подвижная часть сопла; 2 – неподвижная часть сопла; 3, 4 – опорные кольца; 5 – жесткая тарель; 6 – эластомер

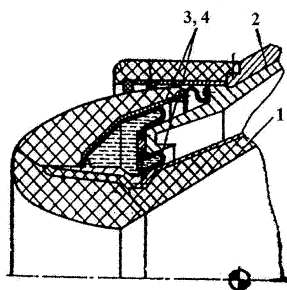


Рис. 6.16. Сопло на кольцевой гидропоре:  
1 – подвижная часть сопла;  
2 – неподвижная часть сопла;  
3, 4 – опорные кольца

Для запуска – воспламенитель с пиропатронами на передней или задней крышке, сопле или непосредственно на заряде.

**Камеры РДТТ:** моноблочная, многокамерная тандемной схемы, многокамерная пакетной схемы, та или другая газосвязанной схемы с перепуском газа по газовадам.

**Размеры и характеристики:** диаметр 0,9, длина 2,5–3 стремятся к бесконечности; объемное снаряжение 0,6–0,9 стремятся к 0,92–0,96, относительная масса конструкции 0,15–0,2 стремятся к 0,08–0,1, давление в камере – 3–4 МПа – 6–12 МПа; удельный импульс 200–240 (нитро, баллистит), 200–270 (совр. СТРТ); температура в КС 2000–3400 К; плотность топлива 1,6–1,7 и до 1,5–2 г/см<sup>3</sup>; скорость горения  $u=1,5\text{--}2\text{ мм/с}$  при  $\nu=0,2\text{--}0,7$  и 1,5–150 мм/с при 0,1–0,45; сроки хранения 10–20 лет при  $t_{нар}=50\text{ }^\circ\text{C}$ .

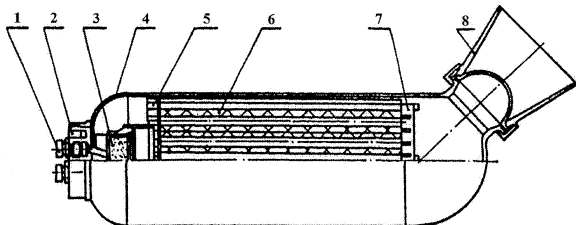


Рис. 6.17. Конструкция односоплового РДТТ отделения:  
1 – пиропатроны запуска;  
2 – передняя крышка;  
3 – воспламенитель;  
4 – корпус; 5 – диафрагма;  
6 – заряд твердого топлива;  
7 – диафрагма; 8 – сопловой блок

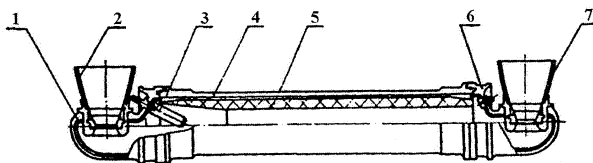


Рис. 6.18. Конструкция двухсоплового РДТТ отделения:  
1 – днище корпуса;  
2, 7 – сопловой блок;  
3 – воспламенитель;  
4 – заряд твердого топлива;  
5 – корпус; 6 – днище

### Заряды твердотопливных двигателей и их геометрические параметры

**Топлива** бывают баллиститные, представляющие коллоидный раствор нитроклетчатки в нитроглицерине, и смесевые – механическая смесь твердых мелкодисперсных частиц окислителя и горючего-связки в виде отдельных блоков – зарядов или шашек, которые крепятся специальными устройствами или прочно скрепляются с поверхностью корпуса. Горение – по торцам, внешней поверхности, или (обычно) по внутреннему каналу цилиндрической звездообразной или другой формы.

**СТРТ** – механическая смесь из полимерного горючего-связки (8–25%), твердого окислителя (60–80%), металлического горючего (5–25%), комплекса добавок, катализаторов, ингибиторов (1–5%). Присадки металлов (до 20% Al) ведут к увеличению температуры в КС, образованию К-фазы (до 40%) – окись алюминия.

Мы знаем, что твердое топливо не подается в камеру сгорания ДУ постепенно в процессе полета, а весь его запас находится в КС, поэтому заряд, размещенный в КС, должен обеспечить:

- необходимый закон изменения тяги двигателя;
- максимальную плотность заполнения КС;
- необходимую скорость движения газов по каналу;
- минимальное тепловое воздействие на стенки КС;
- минимальные неиспользуемые остатки топлива;
- минимальные напряжения в заряде;
- надежное крепление заряда в КС и др.

Схемы РДТТ с различными конфигурациями зарядов приведены на рис. 6.19.

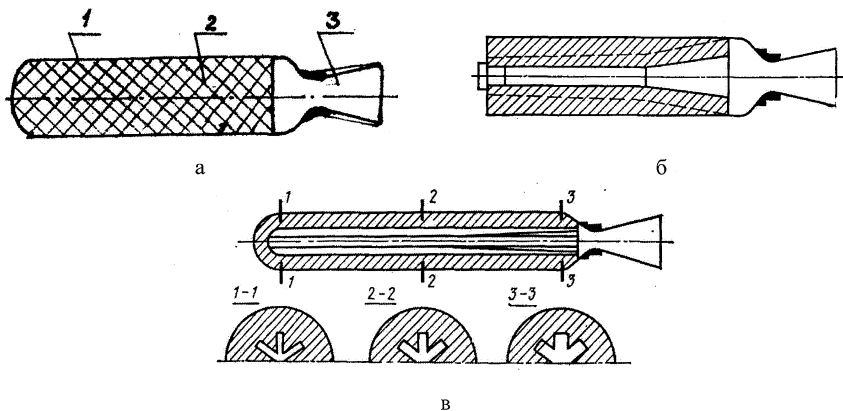


Рис. 6.19. Схемы РДТТ с различными конфигурациями зарядов твердого топлива:

а – РДТТ с зарядом торцевого горения: 1 – корпус, 2 – заряд; 3 – сопло

б – с цилиндрической и конусной поверхностями горения;

в – с внутренней поверхностью заряда в виде шестиконечной звезды с увеличением проходного канала от закрытого торца к соплу, как показано сечениями 1–1, 2–2, 3–3

При всем при этом заряд должен являться основным элементом конструкции РДТТ, не допускать трещин, по которым пламя могло бы бесконтрольно проникать внутрь горящего массива топлива и к недостаточно защищенным элементам, и практически обеспечивать требования.

Наиболее распространенные формы зарядов разделяют на три группы:

- заряды торцевого горения;
- заряды, горящие по боковым поверхностям;
- заряды с комбинированными поверхностями горения.

Заряды **торцевого горения** могут быть с плоским торцем, с выемкой, с армировкой и т.д. Заряды, горящие по **боковым** поверхностям, могут быть наружного, внутреннего и всестороннего горения. Заряды с **комбинированными** поверхностями горения могут быть, как показано на рис. 6.19,б с цилиндрическим каналом, трубчато-щелевым, секционным и т.д. каналами.



Типичные формы зарядов приведены на рис. 6.20. Как отмечается, они бывают составными, монолитными (рис. 6.21), секционными (рис. 6.22), с внешними и внутренними поверхностями горения (рис. 6.23) и т.д.

Различные формы зарядов обеспечивают различную поверхность горения и ее изменение в процессе работы двигателя, и, следовательно, расхода, поэтому различают заряды с постоянной (нейтральной), увеличивающейся (прогрессивной), уменьшающейся (дегрессивной) поверхностью горения.

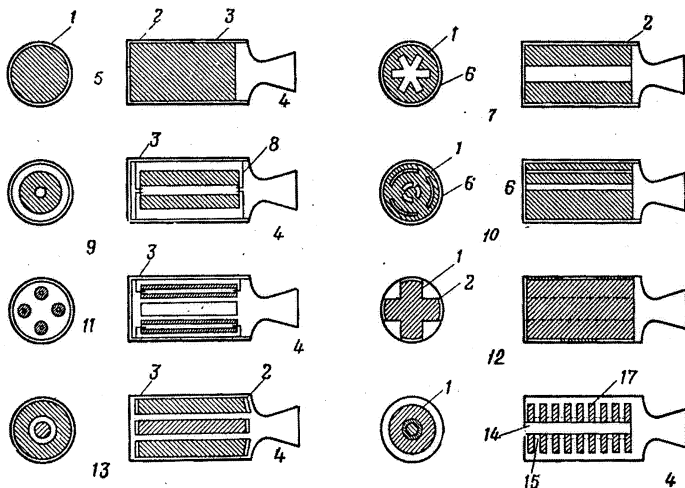


Рис. 6.20. Типичные формы зарядов твердого ракетного топлива:

1 – заряд; 2 – бронировка; 3 – камера; 4 – сопло; 5 – бронированная шашка; 6 – стенка камеры; 7 – типичная шашка с горящей поверхностью в виде внутренней звезды; 8 – крепежная деталь;

9 – одноканальная шашка без бронировки; 10 – типичная форма шашки с горящей поверхностью, образованной внутренними вырезами; 11 – заряд из четырех одноканальных шашек без бронировки; 12 – типичная шашка крестообразной формы, частично бронированная, воспламеняющаяся снаружи; 13 – стержень и трубка; 14 – крепежный стержень; 15 – распорки; 16 – многодисковый заряд; 17 – топливные диски

Применяются также заряды для обеспечения **ступенчатого** изменения тяги, для защиты поверхностей зарядов, горение которых необходимо исключить, применяют специальные покрытия, которые называются бронирующими. Они состоят из специальных несгораемых материалов.

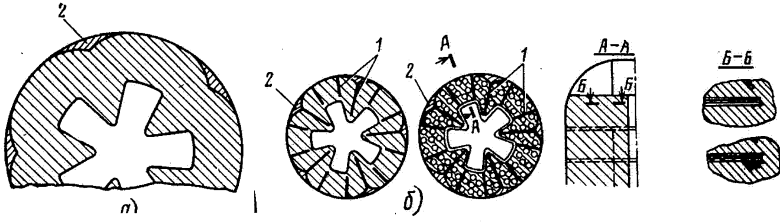


Рис. 6.21. Монолитные твердоотливные заряды:  
 а – без подкреплений; б – с продольными подкрепляющими пластинами;  
 1 – пластины; 2 – наполнитель

Заряды **торцевого** горения применяются в основном для маршевых двигателей с длительным временем работы с низкой тягой, низкими рабочими характеристиками, а также для вспомогательных устройств типа газогенераторов. Однако применение таких зарядов с высокой скоростью горения позволяет создавать двигатели с большим расходом, тягой и высокими рабочими характеристиками. Отличительными характеристиками таких зарядов является высокий коэффициент заполнения, смещение центра тяжести двигателя в процессе работы. Недостаток – воздействие горячих газов на стенки по мере сгорания заряда и необходимость теплоизоляции. Этот недостаток присущ также зарядам наружного и всестороннего горения, однако, они, как правило, являются форсированными и имеют малое время горения.

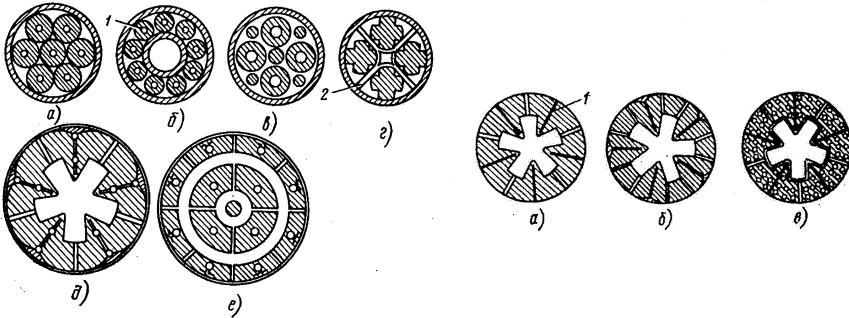


Рис. 6.22. Составные топливные заряды:  
 а – с семью трубчатыми шашками;  
 б – с девятью цилиндрическими шашками;  
 в – смешанный трубчато-цилиндрический;  
 г – четырехшашечный крестообразный;  
 д – из пяти модулей;  
 е – из тринадцати модулей;  
 1 – фиксирующие стержни; 2 – перегородки

Рис. 6.23. Секционные топливные заряды с продольными и поперечными пластинами:  
 а, в – пятисекционный;  
 б – десятисекционный

Заряды **бокового** горения (рис. 6.24,а) позволяют получить самые разнообразные законы изменения тяги, при этом заряды внутреннего горения

(рис. 6.24,б) полностью исключают омывание стенок камеры продуктами сгорания топлива, делая минимальной ее теплоизоляцию, т.е. снижают массу конструкции. Форма канала у них позволяет иметь большие периметр и поверхность горения и обычно выбирается из условия постоянства этой поверхности в течение всего времени работы двигателя (постоянство расхода и тяги).

Наиболее широкое применение получили заряды **внутреннего** горения со звездообразным каналом различных модификаций. Отмечаются недостатки зарядов этой группы:

- 1) возможный распад шашки в конце горения на дегрессивно горящие элементы;
- 2) концентрация напряжений в углах звезды и переходах, которые сравнительно легко устраняются при правильном проектировании и изготовлении, и общий недостаток - сравнительно низкая плотность заряжания.

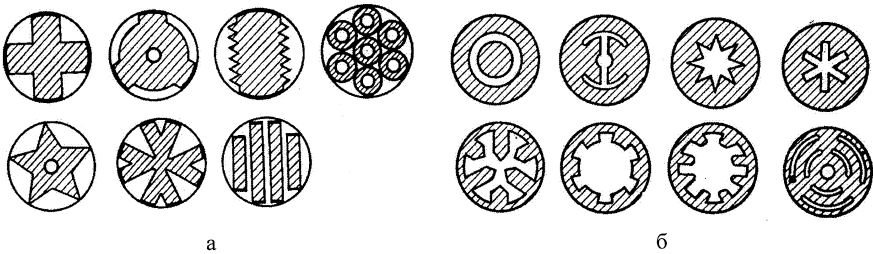


Рис. 6.24. Схемы сечений зарядов РДТТ:

- а – схемы с преимущественно внешней поверхностью горения (бронировка жирная линия);  
 б – схемы зарядов, имеющие внутренние поверхности горения

**Комбинированные** (нецилиндрические) заряды имеют поверхности горения как параллельные, так и не параллельные (конусы, пропилены, щели и т.д.). Чаще применяют трубчато-щелевые заряды горящие по внутреннему каналу и по щелям. При этом суммарная поверхность горения выбирается таким образом, чтобы получить программу работы двигателя с постоянной или необходимой по времени тягой. Варьируя число щелей и их относительные размеры можно обеспечить заданную программу изменения площади горения по времени. К достоинствам таких зарядов относят отсутствие дегрессивных остатков, а недостаток – необходимость защиты КС и концентрация напряжений в щелях. Классификация различных форм зарядов твердого топлива приведена на рис. 6.25.

Огромное значение при выборе формы заряда имеет доля топлива, остающаяся в конце работы двигателя и поэтому не участвующая в горении и создании тяги. На рис. 6.26 показано влияние некоторых форм поверхности горения зарядов на относительное изменение тяги и продолжительности работы двигателей.

К основным геометрическим параметрам зарядов обычно относят: наружный ( $D_n$ ) и внутренний ( $d_{вн}$ ) диаметры заряда, длина заряда ( $l_z$ ), площадь поверхности

горения ( $S_{гор}$ ), толщина свода ( $\delta_{св}$ ), при этом время горения  $t = f(\delta) = \frac{\delta}{u}$ , суммарный удельный импульс  $I_{\Sigma}$  пропорционален объему заряда, тяга двигателя пропорциональна скорости горения  $u$  (расходу  $\dot{m}$ ), поэтому заряд должен быть спроектирован так, чтобы он обеспечивал требуемый закон изменения тяги по времени: нейтральный, прогрессивный, регрессивный или любой другой, т.к. при заданном, выбранном топливе и среднем давлении в камере сгорания закон изменения тяги определяется соотношением между площадью поверхности и скоростью горения.

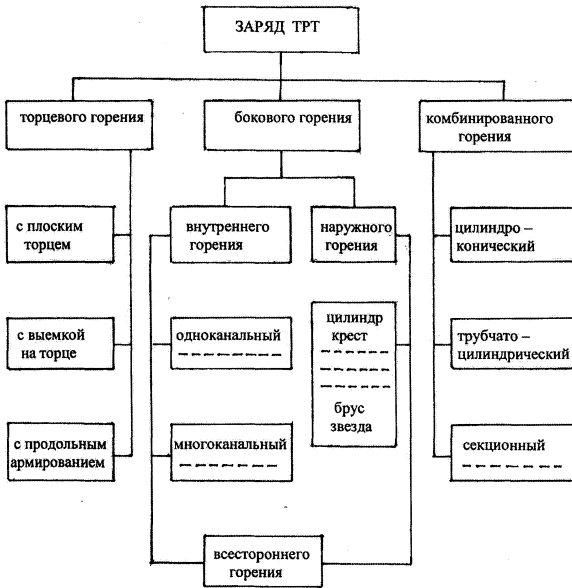


Рис. 6.25. Классификация форм зарядов твердого топлива

Кроме того, конструкция заряда должна обеспечивать малые конечные потери топлива и наиболее высокую плотность заряжения (снаряжения) двигателя топливом (у торцевых зарядов она близка к 1; СТРТ с комбинированием – 0,93–0,96).

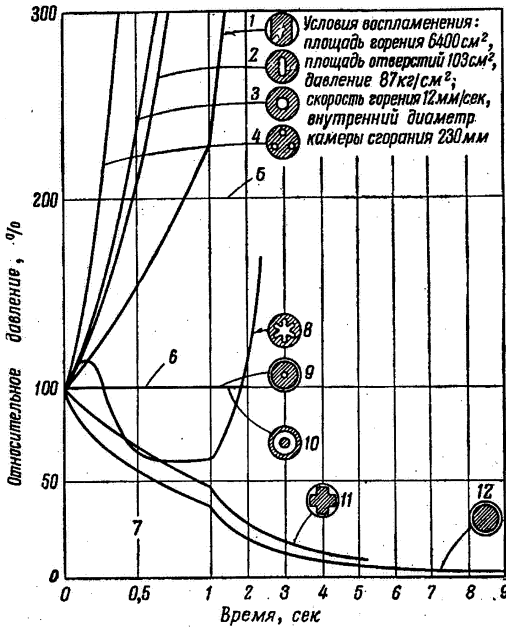


Рис. 6.26. Влияние некоторых форм зарядов РДТТ на тягу и продолжительность работы двигателя: 1 — брусок; 2 — шашка с продолговатым отверстием; 3 — одноканальная шашка; 4 — многоканальная шашка; 5 — область прогрессивного горения; 6 — характеристика нейтрального горения; 7 — регрессивное горение; 8 — шашка с внутренней звездой; 9 — бронированная шашка с отверстием; 10 — бронированная шашка типа стержня с трубкой; 11 — шашка крестообразная; 12 — стержневая бронированная шашка

Для определения скорости горения часто используют эмпирическую зависимость:

$$u = u_0 \cdot \frac{B \cdot p_k^\nu}{B + (20 - t)}$$

где  $u_0$  — скорость горения, замеренная при температуре заряда  $t = 20^\circ\text{C}$  и давлении  $1 \frac{\text{кг}}{\text{см}^2}$ ;  $p_k$  — давление в камере в  $\frac{\text{кг}}{\text{см}^2}$ ;  $B$  и  $\nu$  — экспериментальные коэффициенты ( $u_0 \approx 0,2 - 0,6 \frac{\text{см}}{\text{с}}$ ,  $B = 300 - 600^\circ\text{C}$ ,  $\nu = 0,3 - 0,6$ ). Если скорость горения  $u$  известна, легко определить секундный массовый расход топлива  $\dot{m} = \rho_T \cdot S_{\text{гор}} \cdot u$ , где  $\rho_T = 1,6 - 1,8 \frac{\text{г}}{\text{см}^3}$  — плотность топлива,  $S_{\text{гор}}$  — площадь поверхности горения заряда.

Заряды твердого топлива могут выполняться скрепленными с оболочкой корпуса и вкладными. Скрепленными называют заряды, формируемые заливкой топлива непосредственно в корпус двигателя и образующие с корпусом неразъемное соединение. Они формируются обычно из смесевых топлив. Вкладными называют заряды, сформированные и обработанные вне корпуса, а затем помещенные в корпус и закрепленные в нем специальными конструктивными элементами, допускающими разборку. Вкладные заряды могут быть изготовлены из баллиститных и смесевых топлив. Следует отметить также, что при выборе формы и конструкции заряда у вкладных отмечается действие высоких напряжений вблизи основания, где заряд опирается на диафрагму,

поэтому при догорании он может распадаться на куски, часть которых может выноситься из сопла с частичной потерей суммарного импульса, а скрепленный заряд нагружается рабочим внутренним давлением и возникает опасность возникновения трещин вблизи переходов и щелей газового канала, кроме того, необходимо учитывать усадочные и температурные напряжения в период изготовления, деформации ползучести в период хранения и дыхания корпуса (его раздувание) при работе двигателя. Баллиститные заряды изготавливают, как правило, шнекованием, а смесевые – литьем.

## 7. РАСЧЕТ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ РДТТ (ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ)

Процесс горения и преобразования химической энергии в тепловую, а затем в кинетическую – сложный процесс, поэтому и расчет преобразования химической энергии в тепловую, а затем в кинетическую – сложный процесс, как правило, его называют термодинамическим. Он позволяет расчетным путем определить ожидаемую удельную тягу и остальные энергетические параметры двигателя.

При термодинамическом расчете двигателя химсостав топлива и теплоты образования компонентов задаются, как и давление в КС. Необходимо определить количество тепла, выделившегося при горении, а оно связано с составом ПС. Поэтому первым этапом является определение равновесного состояния (уравнения реакций констант равновесия газов), затем составление равенства энтальпий топлива и газов, и равенства суммарных парциальных давлений. Константы равновесия определяются по заданной температуре горения топлива, затем идет многоитерационное уточнение величины и знака уточняемой температуры  $T_k$ . Это не единственный путь определения констант и общей теплоты газообразования ПС.

Другим путем является энтропия ПС, уровень которой характеризует работоспособность тепловой энергии, которой располагают ПС. Для определения её и нужны теплоты образования и теплоемкости всех веществ. Затем параметры газов КС пересчитываются на критическое и выходное сечения сопла при условии неизменной энтропии и адиабатического процесса. Определяется скорость истечения, затем удельная тяга.

То есть термодинамический или тепловой расчет РДТТ анализирует совокупность последовательных равновесных состояний как единый процесс изменения скорости теплового и физического процесса. Поэтому, исходя из явлений горения топлива:

– уравнений энергии:  $H + \frac{\omega^2}{2} = \text{const}$  ;

$$H = c_p T = \frac{k}{k-1} RT; \quad c_v = \frac{1}{k-1} R; \quad c_p = \frac{k}{k-1} R.$$

–расхода:  $\rho \omega S = \text{const} = \dot{m}$  или  $u \rho = \text{const}$  ;

- неразрывности потока:  $\frac{d\omega}{\omega} + \frac{ds}{s} - \frac{dV}{V} = 0$  или  $\rho_T S_T u = \dot{m} + \frac{d(p_\kappa V_\kappa)}{dt}$ ;
- изменения количества движения  $dp + \rho\omega d\omega = 0$ ;
- скорости звука в газе  $a = \sqrt{kRT}$ ,

полагая по всей камере давление  $p_\kappa = \text{const}$  и скорость горения топлива  $u = u_0 P_\kappa^v$ , от которой зависит расход  $\dot{m} = \rho_T S_{зоп} u$  постоянными.

При проектировании двигателя секундный расход определяется исходя из необходимой циклограммы работы двигателя (рис. 7.1) и его тяги  $P$ :

$$\dot{m} = [P - S_a(p_a - p_h)] \frac{1}{\omega} = \frac{P}{\omega_0} - \frac{S_a}{\omega_a}(p_a - p_h),$$

или в критике  $\dot{m} = p_{кр} \omega_{кр} S_{кр}$ , т.е. зная необходимый уровень расхода  $\dot{m}$ , определяемого исходя из потребной тяги  $P$ , можно определить необходимую поверхность горения  $S_{зоп}$ , а давлением в КС  $p_\kappa$  задаются, температура  $T_\kappa$  определяется характеристиками топлива, а уравнение расхода определяют через газовую постоянную и показатель адиабаты:

$$\dot{m} = \frac{p_\kappa S_{кр}}{\sqrt{RT}} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{2k}{k+1}},$$

где соотношение

$$\frac{p_\kappa S_{кр}}{\dot{m}} = \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{k+1}{2k}} \sqrt{RT}$$

имеет размерность удельной тяги, называется расходным комплексом и обозначается  $\beta$ , и если ввести поправочный коэффициент  $k_p \beta = P_{уднорм}$ , то следуя

требованиям неразрывности потока  $\rho_T S_{зоп} u = \dot{m} + \frac{d(p_\kappa V_\kappa)}{dt}$ , то есть газоприход

равен газорасходу  $\dot{m}$  через сопло  $\frac{dV_\kappa}{dt} = S_{зоп} u$ ;  $\frac{dP_\kappa}{dt} \approx \frac{1}{RT_\kappa} \frac{dp_\kappa}{dt}$ ;

$$\rho_T S_{зоп} u_0 P_\kappa^v = \frac{\sqrt{k \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} p_\kappa S_{кр}}}{\sqrt{RT_\kappa}} + p_\kappa \frac{dV_\kappa}{dt} + V_\kappa \frac{dp_\kappa}{dt};$$

$$V_\kappa \frac{dp_\kappa}{dt} = \rho_T S_{зоп} u_0 P_\kappa^v - \frac{\sqrt{k \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} p_\kappa S_{кр}}}{\sqrt{RT_\kappa}} \quad \text{и получают уравнение давления}$$

равновесного режима:

$$P_k = \left[ \frac{\rho_T S_{\text{зоп}} u_0 \sqrt{RT_k}}{\sqrt{k \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}}} \right]^{\frac{1}{1-\nu}}$$

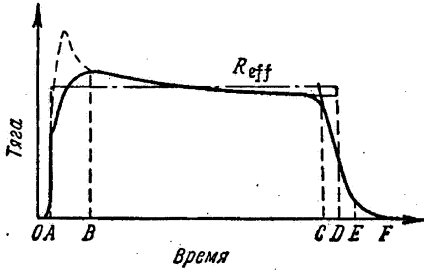


Рис. 7.1. Циклограмма работы двигателя:  
 OA – возможная задержка воспламенения заряда; AB – выход на режим;  
 BC – равновесный участок работы;  
 AD – время эффективного горения;  
 AE – активное горение;  
 CF – последствие тяги

Кроме этого существуют режимы начального повышения давления, псевдоравновесный режим, режим окончательного спада давления. При этом коэффициент секундного массового расхода определяют по зависимости:

$$k_m = \frac{\sqrt{k \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}}}{\sqrt{RT_k}} = \sqrt{\frac{k \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}}{RT_k}}$$

Термодинамические расчеты производят на ЭВМ по химическому составу топлива, энтальпии, задаваясь  $p_k$  и  $\frac{P_{кр}}{P_{среза}}$  или  $\frac{S_{кр}}{S_{среза}}$  в допущении полностью равновесных процессов преобразования химической энергии в теплоту в КС и в механическую работу в сопловом тракте, получают  $I_{y0}$  и  $\beta$  (расходный комплекс), затем определяют скорость течения ПС в заданном сечении  $\omega = \sqrt{2(i_t - i)}$ .

Определяют удельную площадь сечения:

$$S_{y0} = \frac{S}{\dot{m}} = \frac{1}{\omega \rho} = \frac{RT}{\omega \rho \mu},$$

где  $\mu$  – молекулярная масса продуктов сгорания.

Геометрическая площадь расширения:  $S = \frac{S}{S_{y0}}$ ; удельный импульс:

$$I_{y0} = \omega_a + S_a P_a; \quad I_{y0h} = I_{y0n} - S_a P_h = \omega_a; \quad \text{расходный комплекс:}$$



$$\beta = \frac{P_{кв} S_0}{\dot{m}} = P_{кв} S_x = \frac{P_{кв}}{P_x} \cdot \frac{R_0 T_0}{\omega_x \mu_x} \text{ и коэффициент тяги в пустоте: } k_{пр} = \frac{I_{удн}}{\beta}.$$

Таким образом, имея зависимости уравнений постоянства энергии, расхода, неразрывности потока, изменения количества движения и исходные параметры при нормальной окружающей температуре: тягу на уровне моря, время работы двигателя, состав топлива и его характеристики, скорость горения ( $u_0$ ), и зависимость её от давления в КС ( $P_{кв}^v$ ), отношение удельных теплоемкостей

( $k = \frac{c_p}{c_v}$ ), молекулярный вес продуктов сгорания ( $\mu$ ), весовую плотность ( $\rho$ ), а также давление в камере ( $P_{кв}$ ), могут быть определены масса и размеры заряда, а также и энергетические характеристики двигателя, такие как: удельный импульс ( $I_{уд}$ ), температура в КС ( $T_{кв}$ ), масса теплозащитных и эрозионностойких материалов, масса элементов конструкции и двигателя в целом, размеры двигателя и его компоновочные особенности. Имея зависимости расчета параметров двигателя, как правило, рассчитывают и геометрические параметры зарядов:

– торцевого, горящего с торца и бронированного по наружной поверхности, обеспечивающего постоянство поверхности горения и максимальную плотность

заполнения КС топливом  $K_v = \frac{V_{зар}}{V_{кам}}$  – до 0,97, однако проблематично получение

большой тяги по абсолютной величине –  $P = mI$ ,  $m = S_{гор} u \rho$ , поэтому такие заряды используют в мелких ракетах или на верхних ступенях ЛА;

$$k_m = \frac{m_T}{m_{ДВ}} = 0,75 - 0,9; m_{ДВ} = m_{кДВ} + m_T; \alpha_{ДВ} = \frac{m_{кДВ}}{m_T} = 0,05 - 0,2;$$

– трубчатой формы:

а) бронированных по торцам и горящих по наружной и внутренней поверхности, имеющих постоянную поверхность горения, при этом постоянство поверхности горения обеспечивается автоматически,

б) бронированных по наружной поверхности с открытыми торцами и внутренним каналом – с переменной поверхностью горения – по внутренней поверхности и торцам; размеры  $D_3$  – наружный диаметр заряда,  $d_k$  – диаметр канала,  $L_3$  – длина заряда.

Начальная поверхность горения  $S = \pi(D_3 + d_k)L_3$ ; текущая поверхность, когда величина сгоревшего слоя равна  $e$ :

$$а) S = \pi[(D_3 - 2e) + (d_k + 2e)]L_3 = \pi[D_3 + d_k]L_3 = \text{const};$$

$$б) S = \pi(L_3 - 2ut)(d_k + 2ut) + \frac{\pi}{2}[D_3^2 - (d_k + 2ut)^2], \text{ где } u - \text{ скорость горения, } t -$$

время работы;

– телескопические – с постоянной поверхностью горения, т.к. уменьшение

поверхности горения внутренней шашки компенсируется внешней;

– щелевого, у которого в цилиндрической шашке с центральным каналом при помощи щелей по части длины может быть обеспечено постоянство поверхности горения, т.к. увеличение поверхности горения по каналу компенсируется уменьшением поверхности по щелям, при этом проектирование такого заряда сводится к подбору и расчету количества и размеров щелей, обеспечивающих постоянство поверхности горения. При расчете щелевого заряда, как правило задаются количеством щелей, например, у восьмищелевого берут сектор с одной щелью и определяют поверхность горения:

$$S_{гор} = S_{цил} + S_{щел} = 8 \left[ (r + e) \left( \frac{\pi}{4} - \varphi \right) + R \cos \alpha - (r + e) \cos \varphi \right] + (1 + \lambda e) + 2\pi (r + e)(L - l - \lambda e) + 2\pi [R^2 - (2 + e)^2]$$

где  $R$  – наружный радиус заряда;  $r$  – радиус внутреннего канала;  $e$  – толщина сгоревшего слоя;  $\varphi$  – угол наклона щели;  $\alpha$  – угол наклона наружного радиуса;  $\lambda$  – коэффициент приведения.

Так, как торец щели в процессе горения принимает форму арки, можно считать, что увеличение длины щелевой части будет примерно равно  $\lambda e$ .

Для этого случая  $\lambda = 0,6$ . На основании расчетов строятся графики, характеризующие изменение поверхности горения и давления по мере выгорания топлива. При соотношении длин щелей и заряда  $\frac{l}{L} = 0,3$ , коэффициент прогрессивности горения может быть близким к единице.

## 8. ОСОБЕННОСТИ ВЫБОРА ДАВЛЕНИЙ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ И НА СРЕЗЕ СОПЛА РДТТ И ЖРД

Выбор давления в КС и на срезе сопла, как правило, определяется оптимальностью соотношений основных проектных параметров двигателя, таких как: требуемый суммарный импульс, минимальный вес, габариты и объем, занимаемый ДУ, т.к. исходя из формулы Циолковского

$$V_k = I_{уд ср} \ln \mu_k,$$

где  $I_{уд ср} = \int I_{уд} dt$  – средний удельный импульс на активном участке;  $\mu_k = \frac{M_0}{M_k}$  – отношение начальной и конечной масс ракеты;  $t$  – время работы двигателя.

В  $M_0$  и  $M_k$  находится и масса топлива, с одной стороны, или через  $V_k = \omega_e \ln \frac{M_k + M_T}{M_k}$ , где в  $M_k$  входит масса конструкции двигателей, как РДТТ, так и ЖРД, а  $M_T$  – масса топлива, которые в той или иной степени зависят от рабочего давления в камере: масса конструкции напрямую зависит от давления, а масса топлива – косвенно, т.к. давление в КС входит в формулу тяги  $P = k_p P_k S_{кр}$ ,

т.е. чем выше  $p_k$ , тем выше тяга, расходные характеристики двигателя, удельный импульс и т.д., но и выше масса конструкции РДТТ. Чем выше степень расширения раструба сопла, тем выше его вклад в основную характеристику двигателя, но и больший вклад в массовые характеристики, иногда и неоправданный, когда сопло работает с перерасширением, например, рис. 8.1.

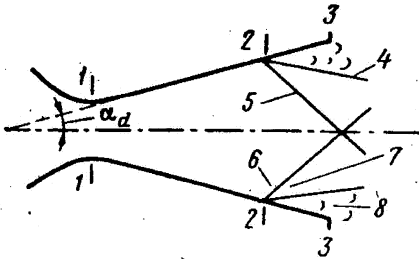


Рис. 8.1. Схема работы сопла с перерасширением:

1-1 – критическое сечение сопла; 2-2 – сечение, в котором происходит отрыв потока ПС от стенки; 3-3 – выходное сечение (срез) сопла; 4 – граница газовой струи ПС; 5 – косой скачок уплотнения; 6 – зона давления ниже давления окружающей среды; 7 – зона давления окружающей среды, 8 – свободная зона

Поэтому для каждого типа двигателей нужно искать оптимальное значение тяги, давления в камере сгорания и, соответственно, на срезе сопла, и оптимальность эта весьма специфична для различных типов двигателей.

### Особенности выбора давления в камере сгорания РДТТ

Давление  $p_k$  в камере сгорания РДТТ является наиважнейшим параметром, определяющим как устойчивость работы двигателя, так и основные характеристики, связанные с эффективностью ЛА. Поэтому при выборе давления в КС РДТТ следует учитывать, что его влияние проявляется двояко: с ростом давления  $p_k$  повышается удельный импульс тяги, поэтому снижается потребный запас топлива и масса двигателя. Однако одновременно возрастает необходимая толщина оболочки корпуса и всех остальных элементов, на которые действует  $p_k$ . Поэтому давление в КС РДТТ необходимо оптимизировать. Имеются разнообразные подходы к оптимизации выбора  $p_k$  РДТТ.

Решение этой задачи аналитически затруднительно, поэтому, как правило, это делают на ЭВМ графическим путем строя кривые зависимостей пассивного веса двигателей, веса топлива и общего оптимального веса двигателя от давления в камере  $p_k$ .

Как показывает статистика, рационально давление:

$$p_k = 40 - 150 \frac{\text{кг}}{\text{см}^2} \text{ — для РДТТ малых диаметров (до 150 мм),}$$

$$p_k = 80 - 150 \frac{\text{кг}}{\text{см}^2} \text{ — для РДТТ диаметром до 0,3 – 0,5 м,}$$

$$p_k = 40 - 70 \frac{\text{кг}}{\text{см}^2} \text{ — для РДТТ диаметром более метра.}$$

При этом естественно следует учитывать и эксплуатационный разброс начальной температуры заряда, либо обеспечивать её постоянство средствами наземной эксплуатации, а также ограничения по устойчивости горения заряда с одной стороны и прочности конструкции двигателя – с другой:

$$p_k^{\min} \text{ (по устойчивости)} \leq p_k \leq p_k^{\max} \text{ (по прочности)}.$$

### Особенности выбора давления на срезе сопла РДТТ

Из уравнения расхода  $\rho \omega S = \text{const} = \dot{m}$  или  $u \rho = \text{const}$  можно получить давление:

$$p_k = \dot{m} \sqrt{RT} S_{kp} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{2k}{k+1}},$$

где  $\frac{p_{kp} S_{kp}}{\dot{m}} = \beta$ ;  $p_{кам} = p_{kp}$ , а в случае отсутствия сопла:  $p_{kp} = p_a$ .

Однако тяга равна  $P = \dot{m} \omega_a + S_a (p_a - p_h)$ , где  $S_a p_a$  является значительной добавкой к тяге и удельной тяге, поэтому выбору  $p_a$  уделяется значительное внимание.

С увеличением площади выходного сечения сопла скорость истечения возрастает, а давление  $p_a$  падает, и сопло может работать либо в режиме недорасширения, когда  $p_a \geq p_h$ , либо в режиме перерасширения, когда  $p_a \leq p_h$ . В этом случае скачок давления может входить в сопло и приводить к потерям тяги. Поэтому и в том, и в другом случае потеря, и необходимо стремиться к  $p_a = p_h$  расчетному режиму работы сопла, где достигается максимум удельной тяги и оптимальный вес конструкции. Конфигурация профиля сопла РДТТ и соплового блока определяется преимущественно на основе эксперимента с учетом траектории движения конденсированных частиц продуктов сгорания ТРТ.

Однако существует ряд рекомендаций, например, рис. 8.2.

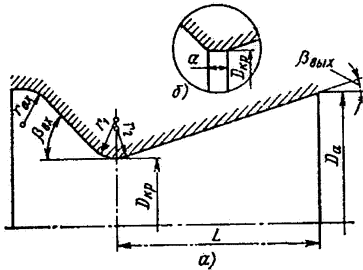


Рис. 8.2. Примерная схема построения профиля сопла РДТТ

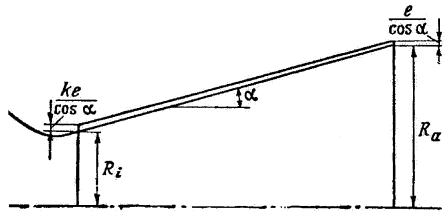


Рис. 8.3. Схема геометрии расширяющейся части сопла

Угол входа  $40-60^\circ$  – с увеличением растут теплотокки к днищу и унос ТЗП. Угол на выходе из критики  $\beta_{\text{выхкр}} = 6-20^\circ$ , на срезе –  $\beta_{\text{вых}} = 5-7^\circ$ .

Радиусы – в зависимости от  $D_{кр}$  :

при  $D_{кр} \leq 50$  мм,  $r_1 \approx D_{кр}$ ,  $r_2 \approx (0,5-1)D_{кр}$  ;

при  $D_{кр} = 50-70$  мм,  $r_1 \approx 0,5D_{кр}$ ,  $r_2 \approx (1-2)D_{кр}$  ;

при  $D_{кр} \geq 70$  мм,  $r_1 \approx 0,2D_{кр}$ ,  $r_2 \approx (2-3)D_{кр}$ .

### Особенности выбора давлений в КС ЖРД

Так как масса КС занимает менее значительное место в суммарной массе ДУ ЖРД по сравнению с ДУ РДТТ, то и особенности выбора давления специфичны. Прежде всего, отмечается, что масса камеры малой тяги мало зависит от давления в КС, при этом отмечается, что основная доля массы конструкции ДУ приходится на баки и систему подачи топлива, которые сильно зависят от давления подачи (давления в КС при вытеснительной подаче). Так, например, наименьшая масса (относительная) ДУ с вытеснительными системами подачи при  $p_k = 10-12$  атм, а с турбонасосными –  $30-40$  атм, однако эти давления не являются оптимальными. Поэтому также как и для РДТТ производится многоитерационный расчет параметров эффективности.

Строят зависимости  $\frac{I_\Sigma}{M_{ДУ}}$  от давления  $p_k$  для вытеснительной, насосной без

дожигания и с дожиганием систем подачи и выбирают оптимальное давление. Анализ этих зависимостей позволяет сделать выводы:

1. для ЖРДУ с газовытеснительными системами подачи наилучшие характеристики получают при  $p_k^{opt} = 20-25$  атм. Значения оптимальных давлений возрастают при увеличении работоспособности газов, используемых для наддува баков (перехода от ВАД к ПАД и ЖАД) и при уменьшении времени работы двигателя (при этом возрастает доля массы камеры сгорания в общей массе ДУ).

2. для ЖРДУ с ТНА наибольшая эффективность получается при давлении в КС: для открытых схем –  $p_k^{opt} = 60-80$  атм, закрытых –  $120-150$  атм. Увеличение глубины дросселирования требует увеличения  $p_k$ . Применение ЖРД с дожиганием особенно выгодно для ЖРД больших тяг при высоких уровнях  $p_k$ .

### Особенности выбора давления на срезе сопла ЖРД

Высотность сопла ЖРД выбирают исходя из обеспечения максимальной скорости полета ракеты, в зависимости от  $p_a : \frac{dY_k}{dp_a}$ . При этом повышение эффективности за счет оптимального давления  $p_a^{opt}$  поясняют тем, что

суммарный импульс  $I_{\Sigma}$  или  $V_k$  ракеты определяется средним значением импульса на траектории. Однако при слишком малом  $p_a$  увеличиваются размеры сопла (рис. 8.3), что приводит к росту  $M_{ДВ}$ ; на выбор  $p_a^{omm}$  может оказать влияние охлаждение камеры, когда в сопло входит скачок уплотнения, что вызывает резкое увеличение теплого потока ПС к стенке сопла, компоновка сопла в хвостовой части ракеты, и т.д. По всем этим параметрам строятся графики  $\Delta V_k$  от  $S_a$  и определяется  $S_a^{omm}$  и  $p_a^{omm}$ .

Следует отметить, что температура газового потока в соплах ЖРД с большими степенями расширения (и низким  $p_a$ ) достаточно низка и можно обойтись без внешнего охлаждения концевой части раструба сопла, что снижает  $M_{ДВ}$ .

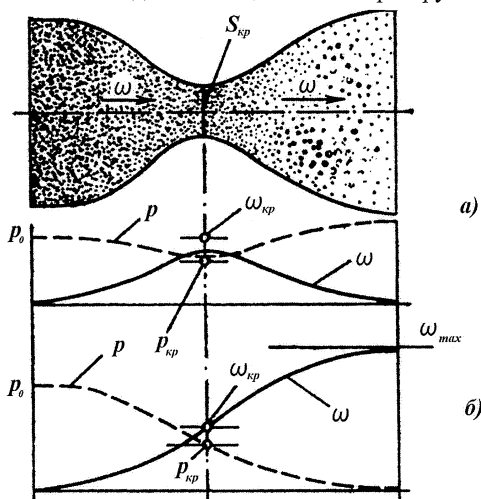


Рис. 8.4. Возможные изменения потока продуктов сгорания по длине сопла: а – режим затухания; б – нормальный

Уравнение состояния газов при равномерном давлении, параметров при установившемся и неустойчивом режиме, ускорении и торможении продуктов сгорания при течении по тракту двигателя, скорости звука в потоке и критической скорости потока – равной местной скорости звука

$$\omega_{kp} = \sqrt{\frac{k-1}{k+1}} \omega_{max},$$

где  $\omega_{ид}$  – идеальная теоретическая скорость истечения;  $\omega_{max} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT}$  – максимальная скорость истечения, которую можно представить как хаотическое тепловое движение молекул, преобразованное в направлении движения – скорость потока. Скорость, большую  $\omega_{max}$  получить невозможно, так как газ при этом расширяется в потоке до полного вакуума, что возможно лишь при  $S \rightarrow \infty$ , то есть теоретическая  $\omega_{max}$  недостижима, но к ней нужно стремиться.

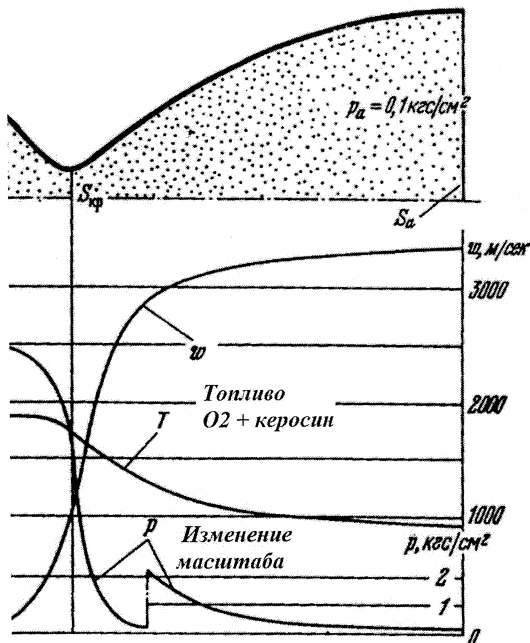


Рис. 8.5. Изменение параметров газового потока продуктов сгорания кислородно-керосинового двигателя

Имея зависимости параметров газа от скорости потока  $\rho = \rho_0 \left(1 - \frac{\omega^2}{\omega_{\max}^2}\right)^{\frac{1}{k-1}}$ ;

$p = p_0 \left(1 - \frac{\omega^2}{\omega_{\max}^2}\right)^{\frac{k}{k-1}}$ , и подставляя в них вместо  $\omega - \omega_{кр}$ , получим:

$$T_{кр} = T_0 \left(1 - \frac{\omega_{кр}^2}{\omega_{\max}^2}\right) = \frac{2T_0}{k+1}; \quad \rho_{кр} = \rho_0 \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}};$$

в частности, для воздуха:  $T_{кр} = 0,833T_0$ ,  $\rho_{кр} = 0,634\rho_0$ ,  $p_{кр} = 0,528p_0$ , а для продуктов сгорания в ракетном двигателе, при  $k=1,2$ ,  $T_{кр} = 0,909T_0$ ,  $\rho_{кр} = 0,6\rho_0$ ,  $p_{кр} = 0,565p_0$ , то есть если истечение происходит в атмосферу, то получить скорость потока, равную скорости звука, можно лишь при условии, что на выходе из сопла или насадка, независимо от его формы, давление  $p_{кр}$  в струе превысит давление окружающей атмосферы, следовательно, давление в камере ( $p_0$ ) должно при этом превышать примерно вдвое атмосферное.

А уравнение установившегося расхода  $\rho\omega S = \text{const}$ .

Учитывая, что скорость истечения продуктов сгорания является одной из основных составляющих в формуле тяги реактивного двигателя ( $P = \dot{m} \omega_e$ ), естественно стремление к ее реализации до  $\omega_e$ .

Одной из наиболее разработанных является теория применения сверхзвуковой формы выходного сопла:

если  $\frac{p_a}{p_k} \geq \frac{P_{кр}}{P_k}$ ,  $\omega \leq a$ ,  $\frac{ds}{s} \leq 0$  – сужение сопла;

если  $\frac{p_a}{p_k} = \frac{P_{кр}}{P_k}$ ,  $\omega = a$ ,  $\frac{ds}{s} = 0$  – кризис, критика;

если  $\frac{p_a}{p_k} \leq \frac{P_{кр}}{P_k}$ ,  $\omega \geq a$ ,  $\frac{ds}{s} \geq 0$  – расширение сопла.

То есть сопло, предназначенное для получения сверхзвукового потока, должно состоять из сужающейся (дозвуковой) части, минимального (критического) сечения и расширяющейся (сверхзвуковой) части.

В минимальном, критическом сечении сверхзвукового сопла  $p = p_{кр}$ ,  $\omega = \omega_{кр}$ ;

$\omega_{кр} = \sqrt{k \frac{P_{кр}}{\rho_{кр}}} = \sqrt{k RT_{кр}}$  – скорость течения газа равна скорости звука в данном

газе при давлении  $p_{кр}$  и температуре  $T_{кр}$ . Некоторые варианты изменения параметров потока продуктов сгорания показаны на рис. 4.6.

За критическим сечением сопла в расширяющейся части сопла скорость продолжает нарастать и становится сверхзвуковой. Такое устройство выходной части сопла получило название «сопло Лаваля». Если скорость потока при подходе к критическому сечению не достигает своего критического значения, то скорость потока будет и дальше падать.

Любое произвольное сечение сопла связано с критическим соотношением

$$\frac{s}{s_{кр}} = \frac{\rho_{кр} \omega_{кр}}{\rho \omega},$$

однако

$$\omega = aM, \quad \omega_{кр} = a_{кр} \cdot 1,$$

поэтому

$$\frac{s}{s_{кр}} = \frac{P_{кр} a_{кр}}{p a M}.$$

Теоретически можно добиться сверхзвука, сначала подводя энергию к газу, затем – отводя ее. Такое сопло носит название теплового.

Таким образом, выбор давления в КС РДТТ и ЖРД имеет общие черты: увеличение  $p_k$  – увеличение  $I_{y0}$ ,  $P$ , уменьшение  $S_{кр}$ , но растет масса КС РДТТ, баков и систем подачи компонентов топлива ЖРД; увеличение  $p_a$  также ведет к



увеличению удельного импульса и тяги, но увеличивает массу сопла, ухудшает компоновку, т.е. необходимо изобретать складные сопла.

## 9. ЛОГИКА ВЫБОРА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ РДТТ. МЕТОДИКА РАСЧЕТА МАССОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДУ НА ОСНОВЕ РДТТ

1. Процесс проектирования РДТТ, как и любого другого двигателя, на начальном этапе неотделим от проектирования ЛА.

2. Рационально выбранными считают параметры двигателя, обеспечивающие требуемую эффективность выполнения задачи ЛА, куда входят: минимум стартовой массы ЛА, габаритные ограничения, облик ЛА и ДУ в его составе, максимум энергоэффективности, минимум стоимости, необходимые эксплуатационные характеристики, требуемая надежность и т.д.

3. Выбор параметров ДУ должен оптимизироваться как подсистемы в сложной системе ЛА и выполняться в несколько последовательных этапов, на каждом из которых решаются частные задачи, связанные между собой единой иерархической структурой процесса проектирования. При этом проектные параметры, выбранные на более высоком уровне, становятся исходными данными для решения проектных задач на последующих, более низких уровнях, в свою очередь они могут применяться для уточнения проектных параметров на верхних уровнях, т.е. процесс является многоуровневым, многокритериальным, включающим в себя многоитерационное решение задач проектирования и оптимизации параметров двигателя.

– Первая группа задач имеет целью определение облика ДУ, исходя из облика ЛА. Здесь определяется необходимая тяга, программа её изменения, потребный запас топлива, габариты и схема ДУ, массовые характеристики, конструктивно-компоновочная схема в составе ЛА и т.д.

– На следующем этапе выбираются схема и геометрия топливного заряда, параметры рабочего процесса РДТТ, оценка основных характеристик двигателя: реальных зависимостей расхода топлива и тяги по времени; суммарного импульса тяги; высотность сопла и параметры камеры (корпуса РДТТ); размеры и масса ДУ. При этом в качестве критерия может применяться характеристическая скорость  $V_{хар} = \omega_{эф} \ln \mu_k$ .

– На основе этих исходных данных решаются задачи 3 этапа: разработка узлов и элементов – корпуса, ТЗП, элементов крепления заряда ТРТ, выбор (рис. 9.1) соплового блока, узла воспламенения, управления тягой, связь с элементами ЛА.

– Следующий этап подразумевает анализ принятого и более подробное повторение предыдущих оценок и проработок с целью дальнейшего уточнения параметров и выдачи уточненных данных для разработки ЛА.

Проектирование РДТТ, как правило, производят на основе технического задания, которое включает:

- требования к энергетическим параметрам и характеристикам ( $P, I_{y0}, \dot{m}$ );
- требования к конструкции РДТТ (габариты, стыковка, масса,...);

- требования к отдельным агрегатам и устройствам двигателя;
- требования по нагрузкам (в процессе эксплуатации);
- требования по транспортировке (доставка, сборка, и т.д.);
- общие технические требования (условия хранения и эксплуатации ЛА, сроки хранения, гарантии, состав ДУ с РДТТ, органы управления, уровень надежности,...);
- специальные требования (взрывобезопасность, экологические и т.д.).

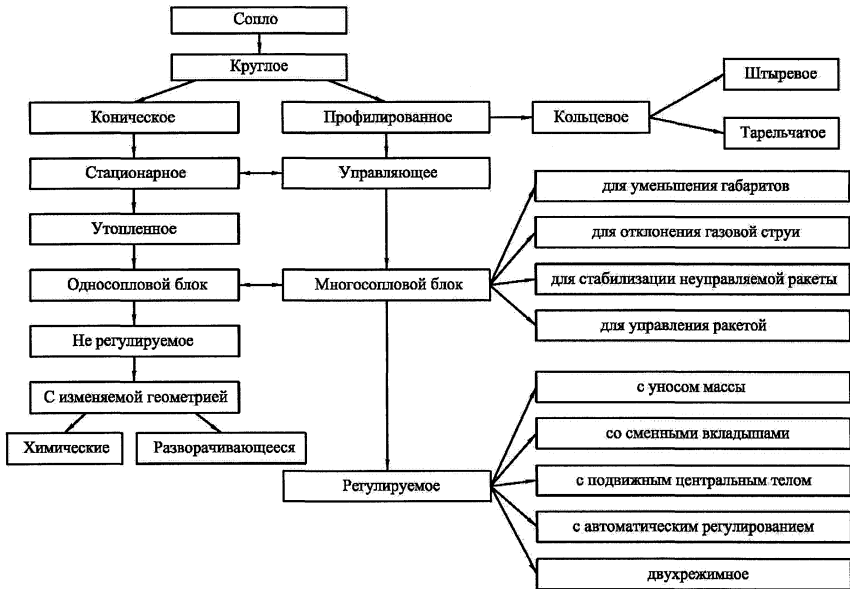


Рис. 9.1. Классификация сопел ракетных двигателей твердого топлива

Изложенные соображения позволяют построить следующую **логику выбора проектных параметров ДУ с РДТТ**:

1. Выбор облика РДТТ (стартовый, маршевый, управляющий, ПАД и т.д.).

При этом производится анализ летно-технических характеристик ЛА, условий применения и конструктивно-компоновочной схемы ракеты: эскизный облик ракеты, параметры программной тяги, требуемой энергетики, массы, габаритов и схемы ДУ. На входе – максимальная дальность, масса полезной нагрузки, ККС, число ступеней, соотношение относительных весов топлива, начальная тяговооруженность, начальная нагрузка на мидель, баллистика, аэродинамика, стартовая масса ЛА (сумма масс его основных частей:

$$m_0 = m_n + m_T(1 + \alpha),$$

где  $m_n$  – масса нагрузки:  $m_n = m_{пн} + m_{кЛА} + m_c$  – массы полезной нагрузки, конструкции, системы управления; удельная тяга двигателей; давление в камере и

на срезе сопла; скорость горения и плотность топлива; ожидаемое массовое совершенство двигателя  $\alpha = \frac{m_{кДВ}}{m_T}$ ,  $\alpha = 0,01-0,1$  и т.д.

Результатом первого уровня является: выбор схемы РДГТ, программа секундного расхода, требуемый запас топлива, суммарный импульс, которые составляют основу для разработки ТЗ на РДГТ и используются в качестве ИД на более низких уровнях задач проектирования).

2. Выбор тяговых, расходных, энергетических характеристик и диаграммы.

При этом производится уточнение схемы и геометрии заряда, параметров рабочего процесса РДГТ, давлений в КС и на срезе сопла, геометрии сопла. По выбранным параметрам проводится оценка основных характеристик – реальной циклограммы расхода, тяги, суммарного импульса, размеров и массы ДУ. В качестве ограничений используют технологические ограничения на толщину стенки КС, вылеты днищ и т.д. На выходе:  $P(t), p(t), S_a, S_{кр}, m_{ДУ}, l_{ДУ}, \phi_{ДУ}$ , вид общий (эскиз) – это параметры для 3–7 уровней.

3. Уточнение выбора топлив (баллистит, СТРТ, физические, механические свойства, технологические особенности).

4. Энергетические и баллистические характеристики топлива ( $I_{у0}, u, T_k, \rho_T, v$ ).

5. Уточнение выбора рабочего давления в камере сгорания.

6. Определение параметров камеры и заряда ТРТ (объем заряда, коэффициент заполнения, геометрические параметры заряда,...).

7. Выбор давления на срезе и определение геометрических параметров сопла (степень расширения, площадь критики, срез, конфигурация, складываемость, управление и т.д.), которые бывают профилированными, либо коническими – рис. 9.2.

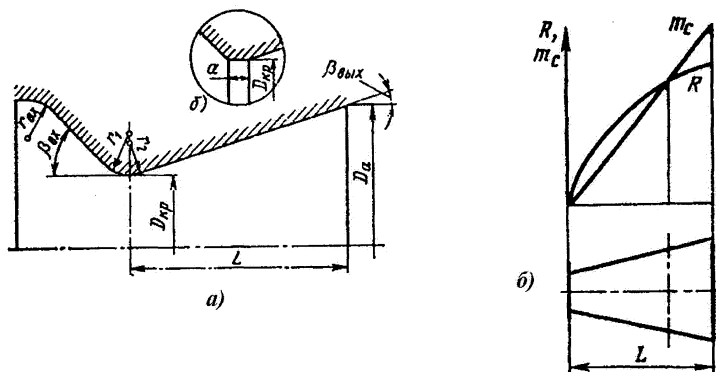


Рис. 9.2. К выбору параметров профиля (а) и длины (б) конического сопла РДГТ:

$$r_1 = (0,5 - 2)r_{кр}, \quad r_2 = (0,5 - 3)r_{кр}, \quad \beta_{вых} = (30 - 60)^\circ, \quad \beta_{вх} = (9 - 12)^\circ$$

8. Проектирование корпуса РДТТ (задачи разработки узлов и элементов конструкции, выбор расчетных условий, выбор материалов, проектирование корпуса, оболочки и днищ, выбор и проектирование ТЗП, элементов крепления заряда, крышек, воспламенителя, отсечек, стыков со смежными отсеками ЛА и т.д.).

9. Проектирование соплового блока (критика, раструб, складка, стыковка с корпусом, насадки, критика, управление, подвес, материалы – ЭСП, ТЗП).

10. Проектирование элементов и систем, выбор органов регулирования и управления (рис. 9.3), рулевого привода, кабельной сети, пиротехники.

Для изготовления силовых элементов конструкции РДТТ применяют высокопрочные легированные стали, титановые и алюминиевые сплавы и композиционные материалы. Теплозащитные покрытия (ТЗП) для

$T_{\max} = 4000 - 4500\text{К}$ ,  $p_k = 150 - 170 \frac{\text{кг}}{\text{см}^2}$  на основе органических и неорганических связующих:

- слоистые материалы на основе асбобласта, углепластика и т.д.;
- активные ТЗП (медленно горящие ТТ, наносимые на внутренние участки КС, имеют недостаток – неэластичны и низкие механические характеристики);
- для защиты сопл применяют сублимирующие покрытия, обеспечивающие создание пристеночного слоя с низкой температурой;
- аблирующие покрытия – эффект основан на локализации подводимого тепла при их разложении и постепенном уносе;
- для критики СБ – графит, пирографит, вольфрам, пировольфрам, углеродные композиции.

### **Методика расчета массовых характеристик ДУ на основе РДТТ**

Расчет массовых характеристик ДУ производится, как правило, на основе поэлементного определения массы составляющих систем и элементов, входящих в конструкцию ДУ, по проектным оценкам, а затем по конструкторским проработкам. Следует отметить, что расчет большинства элементов РДТТ и ДУ в целом в настоящее время оптимизируется с помощью специальных программ на ЭВМ, которые сразу выдают данные по объемам, конфигурации и массе элементов (например, программа расчета корпуса из КМ непрерывной намотки «Optim» дает сразу координаты днищ, объемы, толщины оболочки, массы элементов – днищ, цилиндра, ..., аналогично считаются закладные элементы, ТЗП, заряд, навеска пуска...).



Масса ДУ включает массу РДТТ и элементов вспомогательных систем:

$$m_{\text{РДТТ}} = m_{\text{КОР}} + m_{\text{ЗАР}} + m_{\text{СБ}}$$

$$m_{\text{КОР}} = m_{\text{ОБ}} + m_{\text{ТЭП}} + m_{\text{З.Э}} + m_{\text{КР}} + m_{\text{ВОС}}$$

$$m_{\text{ЗАР}} = m_{\text{Ц.Ч.З.}} + m_{\text{ЛУЧ}} + m_{\text{ЩЕЛ}} \quad (m_{\text{ЗАР}} \approx 90\% m_{\text{РДТТ}})$$

$$m_{\text{СБ}} = m_{\text{УПР}} + m_{\text{ТЭП ум}} + m_{\text{КР}} + m_{\text{ПОВ}} + m_{\text{ПОДВ}} + m_{\text{НАС}} + m_{\dots}$$

$$m_{\text{ВСП}} = m_{\text{ДВ.КР}} + m_{\text{ПРЕД}} + m_{\text{ЗАП}} + m_{\text{УПР}} + m_{\text{РП}} + m_{\text{РАСКЛ}} + m_{\dots}$$

### Расчет массовых характеристик РДТТ

$$m_{\text{РДТТ}} = m_{\text{КС}} + m_3 + m_{\text{С}} + m_{\text{ВУ}} + m_{\text{ПТ}} + \dots + m_{\text{ОСТ}},$$

где  $m_{\text{РДТТ}}$  – масса двигателя;  $m_{\text{КС}}$  – масса камеры сгорания;  $m_3 = m_{\text{T}} + m_{\text{ТЭП}} + m_{\text{БРОН}}$  – масса заряда;  $m_{\text{С}}$  – масса сопл;  $m_{\text{ВУ}}$  – масса воспламенительного устройства;  $m_{\text{ПТ}}$  – масса устройства противотяги;  $m_{\text{ОСТ}}$  – масса остальных устройств, входящих в конструкцию РДТТ.

$$m_{\text{T}} = \rho_{\text{T}} \frac{\pi D_3^3}{4} [(1 - d_{\text{К}}^2)l_3 + \Delta l_3]; \quad d_{\text{К}} = \frac{d_{\text{К}}}{D_3} \approx 0,2 - 0,3;$$

где  $l_3$  – относительная длина заряда,  $l_3 = \frac{l_3}{D_3}$ ;  $l_3 \approx l_{\text{К}} = \frac{\Delta l_{\text{К}}}{D_3}$  – с учетом относительной длины днищ.

$$D_3 = d_{\text{Р}} - 2\delta - 2\Delta$$

где  $D_3$  – диаметр заряда;  $d_{\text{Р}}$  – диаметр ракеты;  $\delta$  – толщина стенки корпуса КС;  $\Delta$  – зазор между поверхностью заряда и стенкой КС.

$$\Delta = \delta_{\text{ИЗОЛ}} + \delta_{\text{БР}} + \delta_{\text{Г}} + \delta_{\text{ТЭП}},$$

где  $\delta_{\text{ИЗОЛ}} \approx (1 + 1,25d) \cdot 10^{-3}$ ;  $\delta_{\text{БР}} \approx 2 - 4$  мм;  $\delta_{\text{Г}} \approx 2 - 3$  мм;  $\delta_{\text{ТЭП}} = \alpha \delta_{\text{Р}} - \beta_3 \sqrt{t} + \varphi_3 t$ ,

где  $t$  – время работы двигателя;  $\alpha, \beta_3, \varphi_3$  – статистические коэффициенты:

$$\alpha \approx 0,03, \quad \beta_3 \approx 7 \cdot 10^{-3} \frac{\text{ММ}}{\text{С}^2}, \quad \varphi_3 \approx 0,6 \cdot 10^{-3} \frac{\text{М}}{\text{С}}.$$

$$\delta = \frac{p_{\text{К}} k_{\text{T}} d_{\text{Р}} f}{2\sigma}$$

где  $p_{\text{К}}$  – предел прочности материала оболочки КС;  $k_{\text{T}}$  – коэффициент разброса давления,  $k_{\text{T}} \approx 1,15 - 1,2$ ;  $f$  – коэффициент безопасности.

Определив полную массу заряда, величины  $D_3$  и  $l_3$  можно определить средний расход топлива:

$$\dot{m} = S_{\text{зоп}} u \rho_{\text{T}},$$

$$t = \frac{m_{\text{T}}}{C_{\text{T}} \dot{m}},$$

где  $C_{\text{T}}$  – коэффициент неиспользованного топлива;  $S_{\text{зоп}} = (L_{\text{К}} l_{\text{К}} + \beta_3) D_3^2$ .

## 10. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ НА ОСНОВЕ ЖРД, СИСТЕМЫ И ЭЛЕМЕНТЫ

Двигательные установки на основе ЖРД – это функционально-конструктивная совокупность систем, агрегатов, устройств и элементов, обеспечивающих работу жидкостных ракетных двигателей как в режиме движителей ЛА, так и в качестве исполнительной части органов её системы управления. В соответствии определением в состав ДУ с ЖРД входят:

- 1) маршевые ЖРД (двигатели, камеры сгорания с сопловыми блоками).
- 2) рулевые ЖРД (двигатели, камеры, сопла).
- 3) вспомогательные ЖРД (двигатели, камеры, сопла).
- 4) топливо и рабочие тела (жидкости и газы) для работы всех агрегатов ЖРД.
- 5) емкости для размещения топлива и рабочих тел (жидкостей и газов).
- 6) системы, обеспечивающие подачу топлив и рабочих тел к соответствующим агрегатам ДУ.
- 7) рулевые приводы с отбором рабочего тела от двигателя ДУ.
- 8) вспомогательные системы, устройства (заправочные, предохранительные и т.д.).

Простейшие схемы ДУ на основе ЖРД приведены на рис. 10.1.

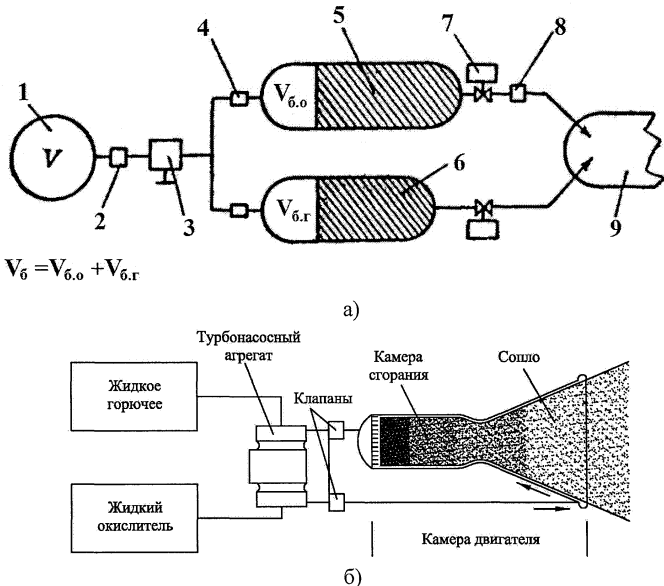


Рис. 10.1. Простейшая принципиальная схема ДУ на основе ЖРД:

- а – вытеснительной системой подачи компонентов топлива в камеру сгорания (КС):  
 1 – баллон высокого давления; 2 – отсечной клапан; 4 – регулятор давления;  
 5 – бак с окислителем; 6 – бак с горючим; 7 – электроклапан, 8 – калиброванная шайба; 9 – КС  
 б – с турбонасосной системой подачи компонентов в КС

По тяге ЖРД подразделяют на:

- малой тяги 0,01–1600 Н;
- средней тяги 1600 Н–1 МН;
- большой тяги 1–10 МН;
- сверхбольшой – более 10 МН.

ДУ на основе ЖРД как структурная единица может функционировать только в структуре ЛА, для которого предназначена, так как некоторые её элементы (например, баки) одновременно являются элементами (корпусом) ЛА.

Типовые схемы ЖРД: с вытеснительной и насосной системой подачи компонентов, открытой и замкнутой (с дожиганием) схемы.

Основные параметры, характеризующие ЖРД аналогичны РДТТ за исключением скорости горения.

$$\text{Удельная масса жидкостного ракетного двигателя } \gamma_{\text{ж}} = \frac{m_{\text{ДВ}}}{P} \left( \frac{\text{кг}}{\text{Н}} \right).$$

**Главными достоинствами** ДУ на основе ЖРД являются:

– возможность получения более высоких по сравнению с РДТТ удельных импульсов тяги за счет применения более активных топлив, что положительно сказывается на массе ДУ и ЛА в целом, особенно при продолжительном времени работы двигателя;

– более широкий диапазон регулирования двигателей ДУ, возможность многократного включения и выключения, что способствует уменьшению ошибок наведения за счет строгого отслеживания принятого закона движения ЛА;

– более простая компоновка двигательной установки на ЛА, отсутствие «горячих» газопроводов, более простая конструктивная реализация устройств управления вектором тяги.

**Недостатки ДУ с ЖРД:**

– низкая эксплуатационная технологичность;

– ограниченное время хранения ЛА в заправленном состоянии из-за агрессивности топлив (или их криогенности);

– пониженная техническая готовность ЛА к пуску;

– громоздкая система наземного обеспечения ЛА и т.д.

**Системы двигательных установок с ЖРД**

Состав систем ДУ с ЖРД определяют:

– физико-химические характеристики компонентов топлива и необходимость термостатирования (или ампулизации баков);

– требования по подготовке ЛА к запуску;

– условия эксплуатации ЛА;

– особенности ЖРД и ЖРДУ в целом;

– особенности конструкции и хранения (кратковременное, длительное и т.д.);

– требования по обеспечению минимальных остатков топлива;

– требования, обусловленные возможными аварийными ситуациями и т.д.



Более подробно, как неоднократно отмечалось, состав двигательной установки можно проследить по принципиальной схеме ДУ классической ракеты второй мировой ФАУ-2, рис. 10.2.

Анализ схемы ДУ ракеты ФАУ-2 показывает, что состав двигательных установок и их систем даже первых ракет с ЖРД весьма обширен.

По функциональному признаку системы ДУ с ЖРД делят на две группы:

– обеспечивающие работу двигателя в полете (камеры ЖРД, системы питания основных и вспомогательных двигателей, наддува и опорожнения баков, продувки двигателя, зажигания, командная – режимами работы ЖРД и т.д.);

– технологические – обеспечивающие функционирование в период хранения, подготовки ЛА к запуску (заправки, ампулизации, слива компонентов, термостатирования и барботирования компонентов, циркуляции, захлаживания двигателя и т.д.).

Аналогично можно представить и систему более современного жидкостного ракетного двигателя, работающего на криогенных топливах, например, водороде и кислороде (рис. 10.3).

Наиболее сложными системами, агрегатами, элементами двигателя является камера сгорания с соплом, что связано с высоконапряженным динамическим и температурным нагружением её конструкции, а также турбонасосные агрегаты, турбины, насосы. Камеры сгорания ЖРД бывают цилиндрические, шарообразные, конические, грушевидные, кольцевые и др. (рис. 10.4).

Шарообразные имеют минимальную поверхность нагрева, меньшую массу, наибольшую прочность, легче охлаждаются, но относительно сложны в технологии изготовления. Цилиндрические более просты в изготовлении, но имеют большую поверхность охлаждения и худшие прочностные характеристики, а, следовательно, и массу. Конические – просты в изготовлении, но имеют меньший удельный импульс.



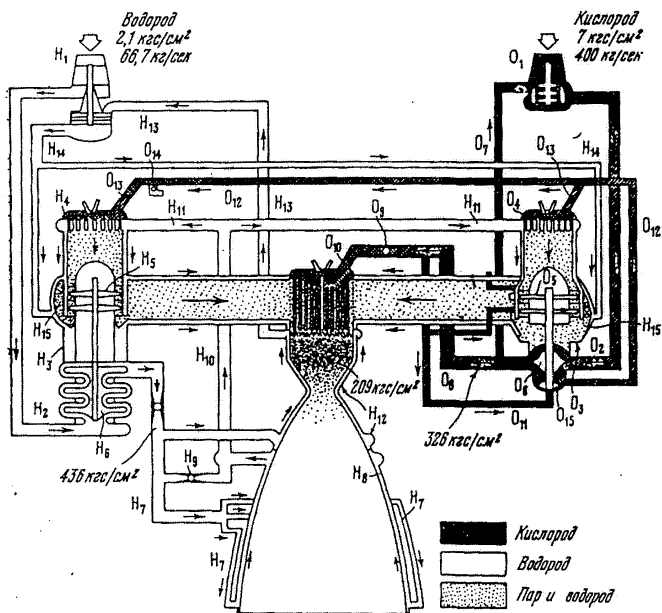


Рис. 10.3. Схема ЖРД, работающего на криогенных топливах по замкнутой схеме:  
(Н – система подачи и циркуляции водорода, О – кислорода)

Н<sub>1</sub> – преднасос с турбиной; Н<sub>2</sub> – подача водорода к насосу высокого давления; Н<sub>3</sub> – ТНА высокого давления; Н<sub>4</sub> – газогенератор; Н<sub>5</sub> – турбина насосов высокого давления; Н<sub>6</sub> – насос высокого давления трехступенчатый; Н<sub>7</sub> – подача водорода в охлаждающий тракт сопла; Н<sub>8</sub> – сборник нагретого водорода; Н<sub>9</sub> – регулятор расхода через охлаждающий тракт сопла; Н<sub>10</sub>, Н<sub>11</sub> – подача водорода в газогенераторы; Н<sub>12</sub> – подача водорода в тракт охлаждения камеры; Н<sub>13</sub> – подача водорода на гидравлическую турбину преднасоса; Н<sub>14</sub> – рубашка охлаждения турбины. О<sub>1</sub> – преднасос; О<sub>2</sub> – подвод кислорода к насосу высокого давления; О<sub>3</sub> – ТНА высокого давления; О<sub>4</sub> – газогенератор; О<sub>5</sub> – турбина; О<sub>6</sub> – двойной насос высокого давления; О<sub>7</sub> – подвод кислорода к турбине преднасоса; О<sub>8</sub> – подача кислорода в камеру сгорания; О<sub>9</sub> – главный клапан; О<sub>10</sub> – вход кислорода в головку камеры; О<sub>11</sub> – подача кислорода в дополнительный насос высокого давления; О<sub>12</sub> – подача кислорода в газогенератор; О<sub>13</sub> – регуляторы подачи кислорода в газогенераторы; О<sub>14</sub> – клапаны предохранительные; О<sub>15</sub> – дополнительный кислородный насос.

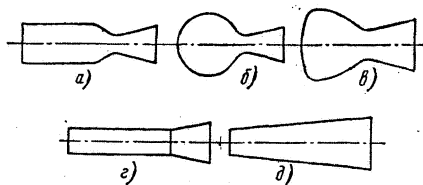


Рис. 10.4. Конфигурация некоторых типов камер сгорания ЖРД:  
а – цилиндрическая;  
б – сферическая; в – грушевидная;  
г – цилиндрическая без горловины;  
д – коническая

Кольцевые – используют и кольцевое сопло с центральным телом, а следовательно все его недостатки и преимущества (рис. 10.5).

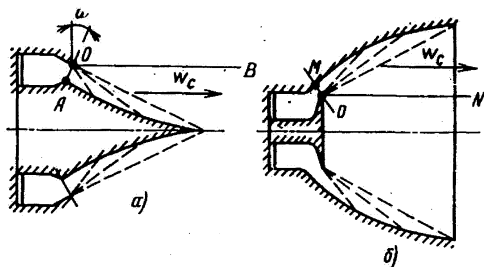


Рис. 10.5. Схемы кольцевых сопел с центральным телом:  
а – штыревое сопло; б – тарельчатое сопло

Камера двигателя состоит из головки с форсунками, собственно камеры сгорания и сопла (рис. 10.6).

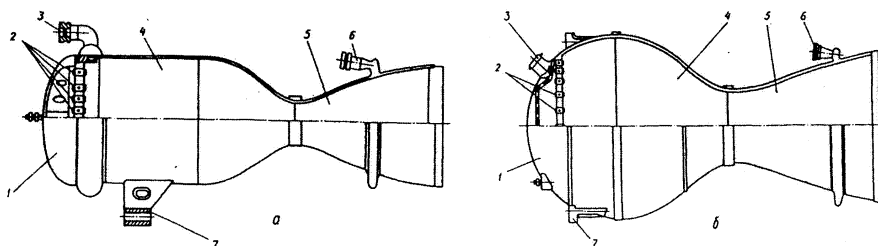


Рис. 10.6. Схема конструкции некоторых камер сгорания ЖРД:  
а – цилиндрическая; б – сферическая

- 1 – головка камеры; 2 – форсунки; 3 – входной патрубок горючего; 4 – камера сгорания;  
5 – сопло; 6 – входной патрубок окислителя; 7 – кронштейн узла крепления камеры

Головка камеры предназначена для смешивания компонентов топлива. Распыление и перемешивание компонентов обеспечивается форсунками. От совершенства процессов смесеобразования, а также от правильности выбора геометрических форм и размеров камеры сгорания и сопла зависят удельный импульс тяги, устойчивость и надежность работы ДУ. Камера сгорания с соплом и совокупностью агрегатов, узлов, элементов, размещенных на камере (трубопроводы подачи компонентов, клапаны, подсистема охлаждения, а в ряде случаев и узлы, предназначенные для создания управляющих усилий) или на специальной раме, используемой для крепления к силовому элементу ЛА, представляют двигатель.

Самой объемной системой ЖРД является топливная система, включающая баки с компонентами, соединительными узлами, автоматикой, тоннельными трубами, заборными устройствами, сигнализаторами, клапанами и т.д., которые объединены в системы:

- подачи топлива из баков к двигателю,
- питания основных и вспомогательных двигателей,
- наддува баков,
- заправки и слива топлива,

- опорожнения,
- контроля уровней компонентов,
- термостатирования,
- барботирования,
- циркуляции и т.д.

Системы подачи бывают вытеснительные и насосные:

– вытеснительные с аккумулятором газа – ВАД, ЖАД, ПАД (воздух, гелий, азот, некоторые другие газы и твердые топлива), или ПГГ, ЖГГ (испарительный, однокомпонентный, двухкомпонентный или самовытесняющий). Недостаток – значительная масса ДУ за счет наддува больших объемов баков и относительно низкое давление в КС, импульс и т.д.

– насосная – с турбонасосным агрегатом (ТНА), состоящим, как правило, из блока насосов горючего и окислителя и газовой турбины для их привода (источник газа для привода турбины – ЖГГ различных типов, а при малых временах работы – ПГГ (или ПАД). Топливо ЖГГ подается либо автономно, либо от насосов основных компонентов (раскрутка от ПАД), поэтому и насосная подача с автономным контуром газогенерации или с насосным контуром (автономный – однокомпонентный или двухкомпонентный; раскрутка – пиростартер), или от камеры ЖРД.

Состав ТНА:

- система, создающая давление на входе (струйные или шнековые насосы – преднасосы),
- система запуска турбины,
- питания турбины газообразным рабочим телом,
- отвода отработанного турбогаза.

ТНА (рис. 10.7) предназначен для подачи компонентов топлива в КС с необходимым давлением и расходом.

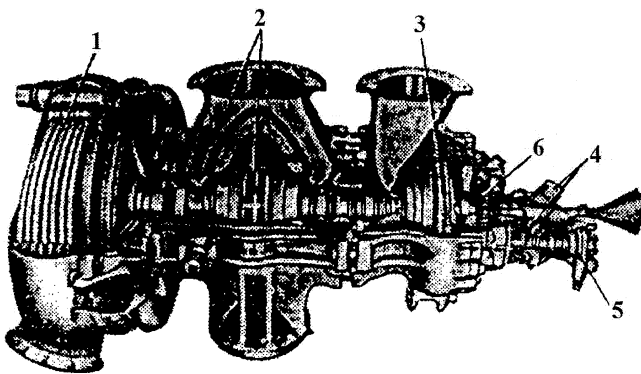


Рис. 10.7. Турбонасосный агрегат двигателя РД-107:

- 1 – турбина; 2 – насос жидкого кислорода; 3 – насос керосина; 4 – насос перекиси водорода;
- 5 – насос жидкого азота; 6 – мультипликатор

Системы регулирования и управления работой двигателя – для стабилизации тяги или изменения её с целью обеспечения заданного режима движения ЛА

– система управления вектором тяги – можно осуществлять тремя способами: изменением секундного расхода топлива регулятором расхода (рис. 10.8), изменением площади критики, выключением части КС.

– изменение секундного расхода (дресселирование наиболее просто, но может произойти прогар двигателя):

а) изменение давления перед форсунками – уменьшением оборотов ТНА или давления в баках;

б) перекрытием части форсунок;

в) закольцовкой части топлива на магистралях высокого давления;

г) изменением соотношения расхода компонентов.

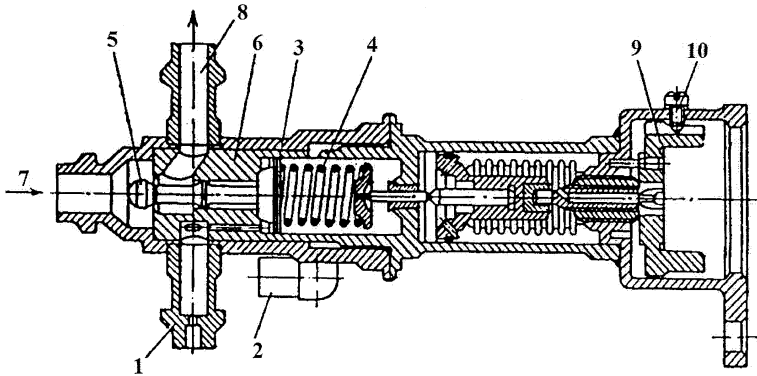


Рис. 10.8. Регулятор расхода:

1, 2 – штуцеры подвода давления; 2 – поршень; 3 – пружина;

4 – пружина; 5 – золотник; 6 – втулка; 7, 8 – входной и выходной штуцеры; 9 – муфта; 10 – стопорный винт

– системы запуска и выключения двигателя;

– надува и дренажа баков;

– регулирования различных параметров и т.д., однако, эти системы мало влияют на проектные параметры двигателя, ДУ и ЛА в целом.

Элементы автоматики, агрегаты, узлы и элементы двигателя обусловлены наличием систем, применяемых в том или другом двигателе:

– мембраны, мембранные клапаны (с фильтром и без) (рис. 10.9, 10.10); клапаны запуска и останова, перепускные, газовые, жидкостные, заправочно-сливные, разъемные, стыковки, отсечные, отжимные, сброса, дренажа ...; дроссели, регуляторы, редукторы и т.д.; пиростартеры, ВАДы, ПАДы, ЖАДы, и т.д.; предохранители (рис. 10.11), устройства впрыска (рис. 10.12)...

К основным обычно относят клапаны, дроссели и регуляторы.

1. Клапаны: предназначены для открытия или перекрытия магистралей ЖРД, и обычно имеют два рабочих положения – нормально закрытый, и – нормально

открытый; клапан имеет управляющий привод: электрический, гидравлический, газовый, пиротехнический; по количеству срабатываний делят на одноразовые и многоразовые (электро, гидро и т.д.); по назначению – пусковые (рис. 10.13), обратные, отсечные, топливные, дренажные, заправочно-сливные...

2. Регуляторы, редукторы и дроссели: при помощи этих элементов изменяют параметры работы ДУ по заданной программе или по сигналам системы управления. С помощью регуляторов поддерживают расход жидкости или газа или их давление. Основное требование – быстрдействие.

Дросселирование газа в дросселях и редукторах при прохождении его через дросселирующее отверстие (между тарелью и седлом). С уменьшением размера щели степень дросселирования увеличивается, а его давление падает, и наоборот.

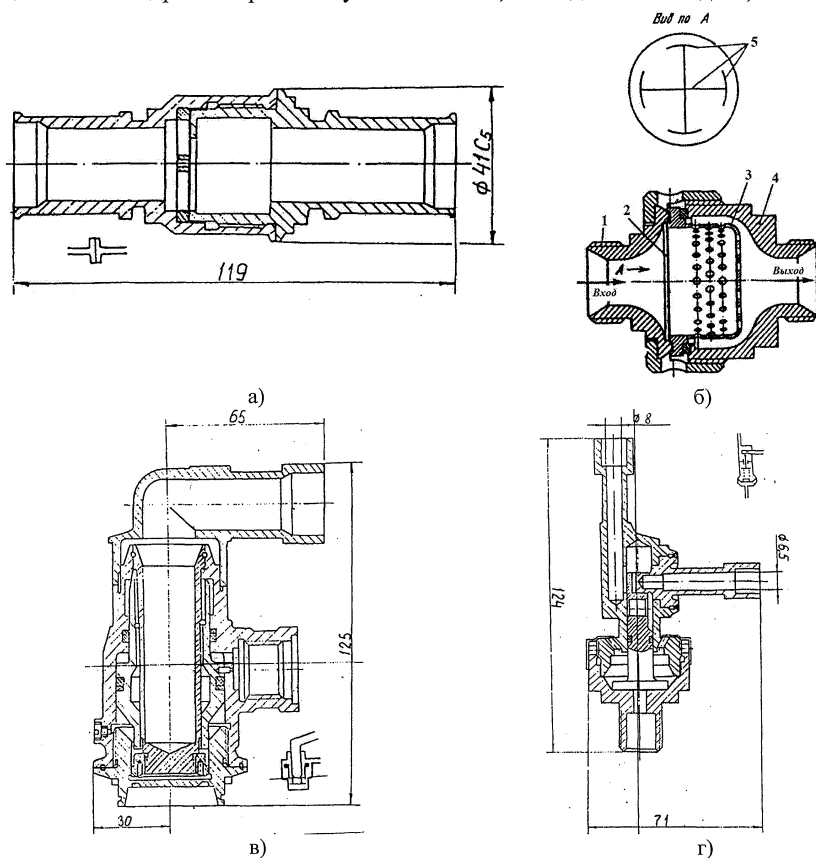


Рис. 10.9. Принципиальные схемы мембранных узлов:

а – мембрана свободного прорыва; б – мембрана свободного прорыва с решеткой

1 – входной штуцер, 2 – мембрана, 3 – предохранительная решетка,

4 – выходной штуцер, 5 – насечки для будущего прорыва);

в, г – мембранный узел принудительного прорыва

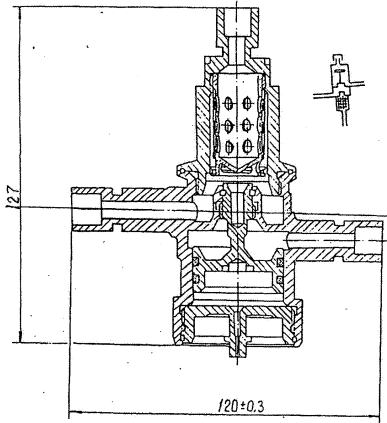


Рис. 10.10. Узел мембранный с фильтром

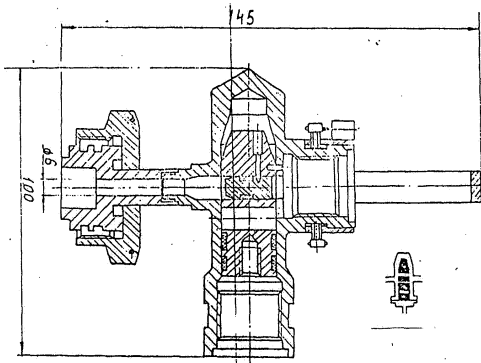


Рис. 10.11. Предохранительное устройство

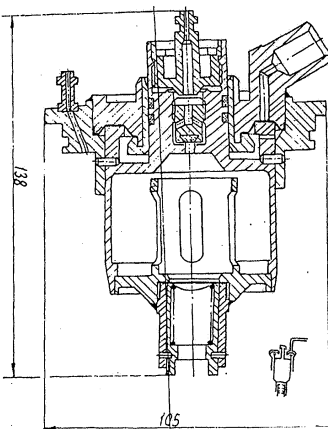


Рис. 10.12. Устройство впрыска



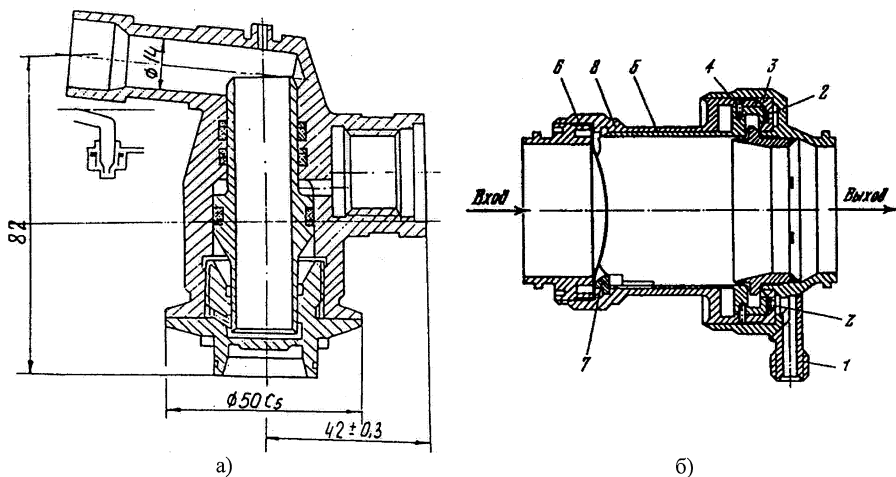


Рис. 10.13. Клапан пуска:

а) с принудительным прорывом мембраны с помощью пиропатрона; б) с помощью избыточного командного давления: 1 – штуцер; 2 – отверстия для подачи газов; 3 – диафрагма; 4 – фиксирующие штифты; 5 – нож; 6 – мембрана; 7 – выступ; 8 – корпус клапана

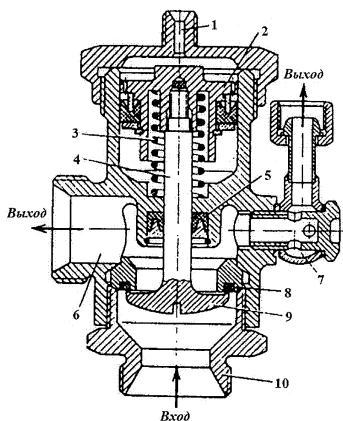


Рис. 10.14. Исполнительный клапан с пневматическим сервопоршнем:

1 – подвод управляющего газа; 2 – сервопоршень с резиновым уплотнением; 3 – пружина, закрывающая клапан; 4 – шток клапана; 5 – уплотнение штока; 6 – выходной штуцер; 7 – вспомогательный штуцер; 8 – седло клапана; 9 – тарелка клапана; 10 – входной штуцер

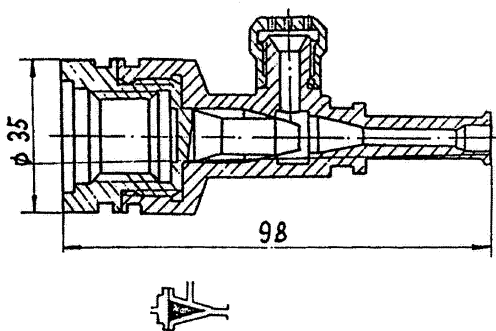


Рис. 10.15. Отсечной клапан

## 11. ОСНОВНЫЕ УРАВНЕНИЯ РАСЧЕТА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И СОПЛА ЖРД

При проектировании ЖРД задаются тягой, массой топлива, соотношением компонентов, давлениями в камере сгорания и на срезе сопла ( $P_{\Pi}$  – тяга в пустоте,  $m_T$  – масса топлива,  $\alpha_{OK}$ ,  $p_a$ ,  $p_k$ ) и определяют расходные характеристики и удельные импульсы тяги (расход  $\dot{m}$ , расход окислителя  $\dot{m}_{OK}$ , расход горючего  $\dot{m}_r$ , тяга земная  $P_3$ , удельный импульс пустотный  $I_{y\partial n}$  и земной  $I_{y\partial z}$ ).

Зная:

1. Уравнения тяги:

$$P_{\Pi} = k_{pn} \beta \dot{m}; \quad \dot{m} = \frac{m_T}{t}; \quad \dot{m} = \frac{P_{\Pi}}{I_{y\partial n}}; \quad \dot{m} = \frac{P_3}{I_{y\partial z}}; \quad k_{pn} = \frac{P_{\Pi}}{\beta \cdot \dot{m}}; \quad \beta = \frac{P_{\Pi}}{k_{pn} \dot{m}},$$

где  $k_{pn}$  – коэффициент тяги,  $\beta$  – расходный коэффициент.

2. Уравнение изоэнтропы (изоэнтропный процесс изменения состояния тела, при котором остается неизменной теплоемкость системы)

$$p_k V^n = \text{const},$$

где  $n$  – показатель политропы,  $p_k$  – давление в камере,  $V$  – удельный объем газа.

Зная уравнение состояния  $pV = RT$ ,  $\frac{p_k}{\rho} = RT$  и уравнение изоэнтропы можно определить показатель политропы

$$n = \frac{\ln \frac{P_{кр}}{P_a}}{\ln \frac{P_{кр} R_a T_a}{P_a R_{кр} T_{кр}}},$$

где  $p_k$  – давление в камере в Па;  $\rho$  – плотность газа в камере в кг/м<sup>3</sup>;  $R$  – газовая постоянная в Дж/кг;  $T$  – температура в градусах Кельвина (К).

Обычно обозначают:  $\frac{P_a}{P_{кр}} = \left( \frac{P_{кр}}{P_a} \right)^{-1} = \varepsilon$  – степень расширения газа в сопле.

3. Уравнение массового расхода через произвольное сечение сопла, имеющее площадь  $S$ :

$$\dot{m} = S \rho \omega,$$

где  $k_{pn}$  – скорость истечения рабочего тела, и  $\omega = \frac{\dot{m}}{S \cdot \rho}$ .

4. Уравнение Бернулли для изоэнтропного процесса без учета трения:

$$\frac{n}{n-1} RT + \frac{\omega^2}{2} = \text{const}.$$

5. Уравнение потребной относительной площади выходного сечения сопла

$$S_a = \left( \frac{2}{n+1} \right)^{\frac{1}{n-1}} \frac{\sqrt{\frac{n-1}{n+1}}}{\sqrt{\frac{1}{\varepsilon^n} - \frac{1}{\varepsilon^n}}}$$

6. Расходные показатели:

$$\beta = \frac{\sqrt{R_{кр} T_{кр}}}{A(n)}, \quad A(n) = \sqrt{n \left( \frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n+1}{\alpha(n-1)}}}$$

7. Уравнение скорости истечения газа из сопла:

$$\omega_a = \sqrt{\frac{2n}{n-1} R_{кр} T_{кр} \left( 1 - \frac{1}{\varepsilon^{n-1}} \right)}$$

8. Уравнение местной скорости звука в произвольном сечении  $a = \sqrt{RT}$ .

9. Уравнение состояния параметров газа в критическом и выходном сечениях сопла:  $\omega_{кр} = a$

$$\frac{R_{кр} T_{кр}}{R_a T_a} = \frac{n}{n+1}; \quad \frac{P_{кр}}{P_a} = \left( \frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n}{n-1}}$$

10. Уравнение критического перепада давлений:

$$\varepsilon_{кр} = \left( \frac{P_{кр}}{P_a} \right)^{-1} \quad \text{или} \quad \varepsilon_{кр} = \frac{1}{\left( \frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n}{n-1}}}$$

11. Уравнение скорости газа в критическом сечении сопла

$$\omega_{кр} = \sqrt{\frac{2n}{n-1} R_{кр} T_{кр}}$$

12.  $k_{pn}$  получим путем подстановки значений  $\dot{m}$  и  $\omega$  из уравнения 1 в уравнения 7, 8:

$$k_{pn} = \varepsilon(n), \quad k_{pn} = \sqrt{\frac{2n^2}{n-1} \left( \frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n+1}{n-1}} \left( 1 - \frac{1}{\varepsilon^{\frac{n-1}{n}}} + \frac{S_a}{\varepsilon} \right)}$$

Из 12 следует, что потребная относительная площадь выходного сечения сопла  $S_a$  зависит только от  $\varepsilon$  и  $n$ , т.е.  $S_a = f(\omega, n)$  и  $k_{pn} = f(\omega, n)$ , а зная  $k_{pn}$ , можно найти

$$\dot{m} = \frac{P_{\Pi}}{k_{pn} \beta}, \quad \dot{m} = \dot{m}_{OK} + \dot{m}_{\Gamma}, \quad \dot{m}_{OK} = \frac{k_m}{k_m + 1} \cdot \dot{m}, \quad k_m = \frac{\dot{m}_{OK}}{\dot{m}_{\Gamma}}, \quad \dot{m}_{\Gamma} = \frac{\dot{m}}{k_m + 1},$$

$$I_{\gamma \delta n} = \frac{P_{\Pi}}{\dot{m}}, \quad S_{кр} = \frac{P_{\Pi}}{k_{pn} P_{кр}}, \quad S_a = \frac{S_a}{S_{кр}}$$

## Приближенное проектирование КС и сопла

1. Потребный объем камеры сгорания, обеспечивающей полное сгорание, зависит от рода применяемого топлива, соотношения его компонентов, секундного расхода, температуры и давления в КС, системы подачи смесиобразования и других факторов. Приближенный объем:

$$V_{КС} = t_{ПР} \dot{m}_T \frac{RT_{к}}{P_{к}},$$

где  $V_{КС}$  – объем КС;  $R, T_{к}, P_{к}$  – параметры газа в камере сгорания;  $\dot{m}_T$  – массовый секунднй расход топлива;  $t_{ПР}$  – потребное время превращения жидкости в газ.

Ориентировочно  $t_{ПР} = 0,003 - 0,005$  с.

2. Геометрические размеры камер ЖРД выбирают на основе экспериментальных и статистических данных. Обеспечение достаточной полноты сгорания и устойчивости процесса горения достигается при длине КС  $l_{КС} = 0,25 - 0,4$  м.

3. Диаметр камеры выбирается  $d_{КС} = (2 - 3)d_{кр}$ . При этом создаются условия для изобарического истечения продуктов сгорания и получаются малые потери удельного импульса.

4. Площадь поперечного сечения КС определяют приблизительно по значению её объема. Для цилиндрической камеры сгорания:  $F_{КС} = (2,5 - 3,5)V_{КС}$ ; для шаровой камеры сгорания:  $F_{КС} = 1,2V_{КС}^{2/3}$ .

5. Площадь критического сечения сопла  $S_{кр}$  зависит от секундного расхода топлива  $\dot{m}_T$ , давления в КС  $p_{к}$  и термодинамических характеристик продуктов сгорания топлива, выраженных через удельный импульс давления (расходный комплекс  $I_p$ ):  $S_{кр} = \dot{m}_T \frac{I_p}{P_{к}}$ .

6. Площадь выходного сечения сопла  $S_a$  определяется выбранной площадью критического сечения  $S_{кр}$  и выбранной геометрической степенью расширения  $\varepsilon$ , обеспечивающей расчетную степень расширения газов в сопле:  $\frac{P_a}{P_{к}}$ ;  $S_a = \varepsilon S_{кр}$ .

7. Изменение параметров газового потока по длине камеры и сопла ЖРД: где  $p$  – давление,  $\omega$  – скорость потока,  $T$  – температура,  $q_{\Sigma}$  – удельный тепловой поток.

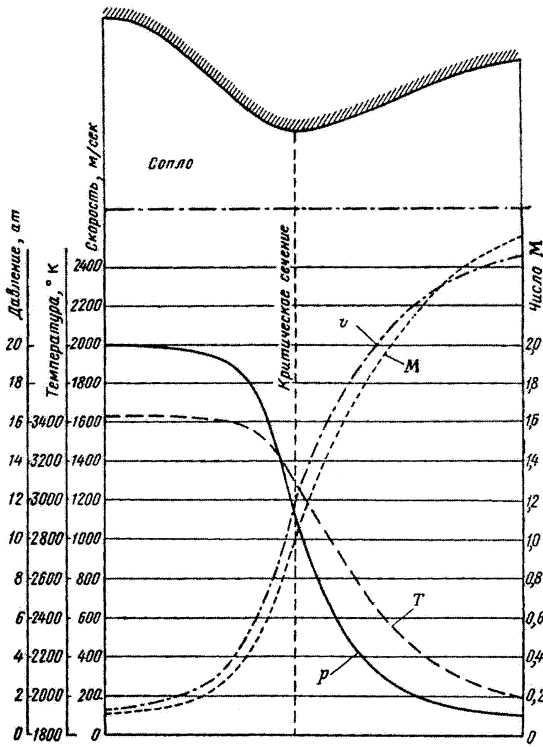


Рис. 11.1. Примерное изменение параметров потока продуктов сгорания топлива по длине сопла ( $v$  – скорость;  $M$  – число Маха;  $p$  – давление;  $T$  – температура газов)

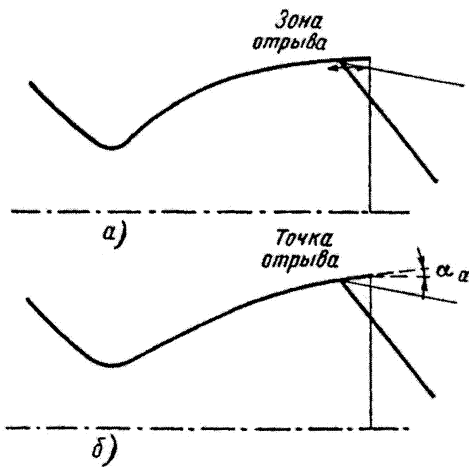


Рис. 11.2. Влияние профиля закритической части сопла на положение зоны и точки отрыва струи ПС от стенки сопла

## 12. ФОРСУНКИ. ОХЛАЖДЕНИЕ ЖРД

Для обеспечения тонкого распыла и перемешивания компонентов топлива в камерах сгорания ЖРД применяют специальные устройства – **форсунки**. Основное требование к ним: обеспечение по возможности наиболее тонкого и однородного распыла при достаточно малом перепаде давления.

Форсунки, как правило, устанавливают в головке КС (рис. 12.1), где в полость «А» подается один компонент, например, окислитель, а полость «В» – второй (горючее), которые через тракт форсунок подаются в камеру сгорания.

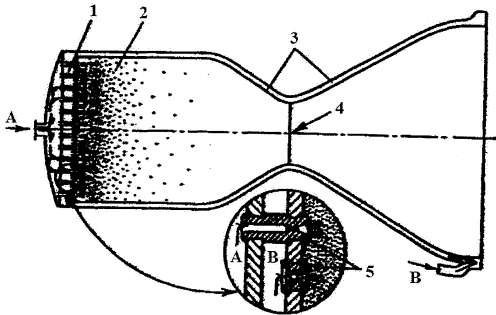


Рис. 12.1. Схема камеры сгорания ЖРД:

1 – головка КС; 2 – собственно камера сгорания; 3 – охлаждаемая часть; 4 – критическое сечение; 5 – форсунки  
А и В – места подачи компонентов топлива

В ЖРД выделяют **струйные** и **центробежные** форсунки. На рис. 12.2 изображены различные схемы расположения центробежных и струйных форсунок. Струйные имеют **плюс**: простота изготовления, малое сопротивление и большую пропускную способность. **Недостаток** – большая дальность и малый угол распыла компонента ( $2\alpha = 5 - 20^\circ$ ). Поэтому применяют дополнительные способы и устройства разрушения струй и смешивания компонентов, подаваемых в камеру через струйные форсунки (рис. 12.2, фиг. II, III, IV, V, VI, VII, VIII, IX, X).

В результате соударения струй друг с другом или с препятствием происходит дробление капель и угол распыла увеличивается до  $60 - 80^\circ$ . Улучшается смешиваемость, но снижается пропускная способность.

**Пропускная способность** – количество топлива, подаваемого через единицу поверхности головки камеры сгорания при заданном перепаде давления.

Более совершенными считают **центробежные** форсунки (рис. 12.3), в которых искусственно создается закрутка подаваемой струи жидкости (компонента).

По способу закрутки жидкости центробежные форсунки делят на **тангенциальные** в) и «Тип А» и **шнековые** а) и «Тип В» (рис. 12.3).

Шнековые сложнее в изготовлении и обработке, имеют большее сопротивление, но и больший распыл.

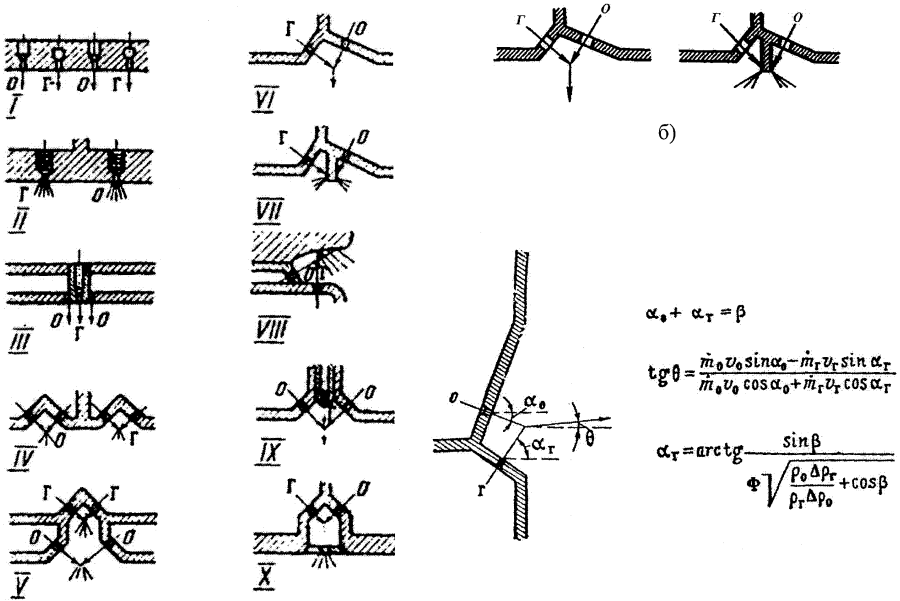


Рис. 12.2. Типичные схемы расположения форсунок различного типа в головке КС ЖРД (а), способы механического разрушения струй форсунок (б), схема к расчету углов наклона стенок для размещения струйных форсунок со сталкивающимися струями:

I – параллельное размещение струйных форсунок; II – размещение центробежных форсунок; III – соосное размещение струйных форсунок; IV – попарное размещение струйных форсунок, обеспечивающее соударение струй однородных компонентов;

V – попарное двухярусное размещение струйных форсунок, обеспечивающее соударение струй однородных компонентов; VI – размещение струйных форсунок, обеспечивающее соударение струй разнородных компонентов; VII – размещение форсунок с разбрызгивателем; VIII – размещение струйных форсунок в случае применения смесительного выступа; IX – симметричное соударение струй; X – форкамерное смешение.

### Расчет струйной форсунки (рис. 12.3, б).

Дано:

Плотность и вязкость компонентов при номинальной температуре  $t$ .

Суммарные расходы горючего  $\dot{m}_Г$  и окислителя  $\dot{m}_{ОК}$ .

Диаметр головки камеры сгорания  $d_{КС}$ .

Перепад давлений на форсунках “О” и “Г”, т.е. разность давлений в полости “О” и “Г” и в камере.

Введем обозначения:

$n_o, n_r$  – число форсунок окислителя и горючего;

$\dot{m}_{O\phi}, \dot{m}_{G\phi}$  – расход О и Г через одну форсунку.

$$1) \dot{m}_{O\phi} = \frac{\dot{m}_O}{n_O}, \quad \dot{m}_{OГ} = \frac{\dot{m}_Г}{n_Г};$$

$$2) \omega = \sqrt{\frac{2 \Delta p_\phi}{\rho}} - \text{скорость впрыска жидкого компонента в камеру (15–40 м/с).}$$

3)  $\dot{m} = \mu_\phi \cdot F_{C\phi} \cdot \sqrt{2 \cdot \rho_{ж} \cdot \Delta p_\phi}$  – секундный расход компонентов через головку камеры (производительность),  
 где  $F_{C\phi}$  – суммарная площадь сопел форсунок;  $\mu_\phi = 0,6 - 0,85$  – коэффициент расхода, учитывающий сужение струи по сравнению с теоретической из-за гидравлического сопротивления.

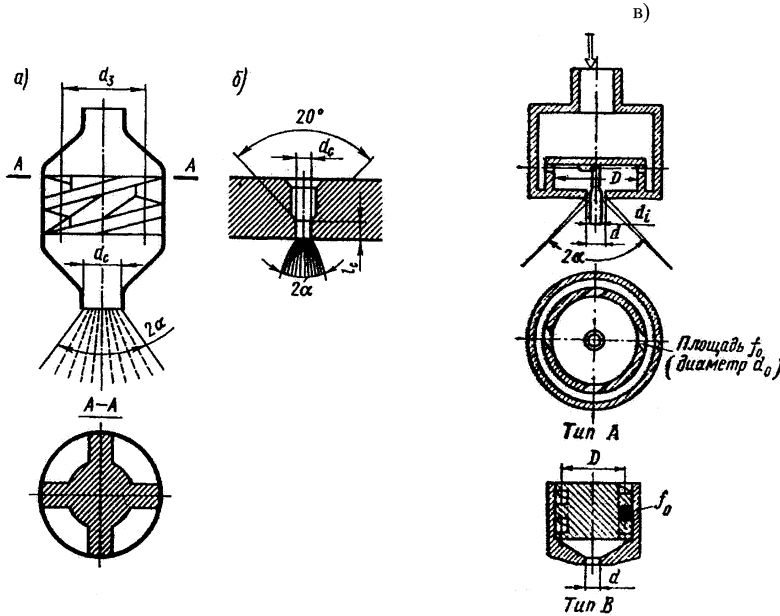


Рис. 12.3. Схемы центробежных форсунок:  
 а – и «Тип В» – шнековые; в – и «Тип А» – тангенциальные

Для определения площади впрыска подставляем  $\omega$  из 2) в 3):

$$F_{сф} = \frac{\dot{m}}{\sqrt{\frac{2 \rho_{ж} \Delta p_\phi}{\rho}}}$$

Зная число форсунок, определяем площадь сопла:

$$F_{сфO} = \frac{F_{ок}}{n_O} - \text{по окислителю}; \quad F_{сфГ} = \frac{F_2}{n_2} - \text{по горючему.}$$



Струйные форсунки получили широкое применение в зарубежных ЖРД на самовоспламеняющихся компонентах и в ЖРД с малыми поперечными размерами КС.

### Расчет центробежной форсунки

Особенностью работы центробежных форсунок является наличие центробежных сил, т.к. компонент подается тангенциально (рис. 12.4) и, вследствие закрутки потока вдоль оси, на выходе струя преобразуется в конус распыла с газовым вихрем внутри него.

При этом радиус газового вихря  $r_{ГВ}$  меньше радиуса сопла и жидкость истекает из сопла через кольцевое сечение:

$$1. F_{ж} = \pi (r_c^2 - r_{ГВ}^2);$$

Скорость жидкости, вытекающей из сопла форсунки, можно разложить на осевую  $\omega_a$  и тангенциальную (окружную)  $\omega_u$  составляющие. Первая определяет расход, а вторая – закрутку жидкости.

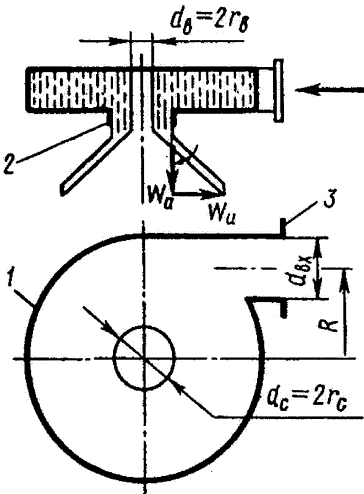


Рис. 12.4. Расчетная схема

2. Объемный расход жидкости через сопло центробежной форсунки равен:

$$V = \omega_{\phi} F_{ж} = \omega_a F_{ж} = \omega_a \pi (r_c^2 - r_{ГВ}^2) = \omega_a \phi \pi r_c^2,$$

где  $\phi = \frac{F_{ж}}{F_{\phi}} = 1 - \frac{r_{ГВ}^2}{r_c^2}$  – коэффициент заполнения струи (отношение заполнения площади сечения жидкостью к геометрической площади сопла форсунки).

3. Расход через форсунку:  $\dot{m}_{\phi} = \mu F_c \sqrt{2\Delta p_{\phi} \rho}$ .

4. Площадь сопла форсунки:  $F_{c\phi} = \frac{\dot{m}_{\phi}}{\mu_{\phi} \sqrt{2\Delta p_{\phi} \rho}}$ ,

где  $\mu_{\phi}$  – коэффициент расхода форсунки.

5. Коэффициент живого сечения и геометрическая характеристика форсунки

$$A = \frac{1 - \varphi}{\sqrt{\varphi^2/3}}; \quad \omega_a = \sqrt{1 - \mu_\phi^2} A^2 \frac{r_c^2}{r_r^2} \sqrt{2\Delta p_\phi \rho}; \quad \omega_u = A \mu_\phi \frac{r_c}{r_r} \sqrt{2\Delta p_\phi \rho}.$$

6. Иногда для лучшего распыливания делают несколько тангенциальных отверстий ( $n$ ):

$$A = \frac{R r_c}{n r_{BX}^2}.$$

7. Для шнека:  $A = \pi \frac{d_3 d_c}{\mu_i f_i},$

где  $d_3$  – средний диаметр,  $i$  – число заходов шнека,  $f_i$  – площадь проходного сечения одного канала шнека.

Для изготовления форсунок применяют медно-никелевые сплавы, например, циркониевую бронзу.

### Охлаждение ЖРД

Защита стенок камеры и сопла ЖРД от опасного перегрева – одна из самых важных и сложных проблем ракетной техники: сложность связана с тем, что ПС имеют высокие температуры до 3500–4500 К, давление 15 МПа и выше, скорости движения ПС  $V_{кр} = 1000 - 1300 \text{ М/с}$ , тепловые потоки в районе критики больше  $(40 - 80) \cdot 10^6 \text{ Вт/м}^2$  и  $(20 - 50) \cdot 10^6$  – в КС, разность температур на толщине стенки в 1 мм из нержавеющей стали  $\Delta T_{ст} = 500 - 600 \text{ К}$  при умеренном  $(12 - 16) \cdot 10^6$  потоке. Тепловой поток в общем случае складывается из лучистого и конвективного, при этом:

- максимум теплового потока достигается в дозвуковой части, вблизи критического сечения сопла из-за влияния лучистой энергии;

- характер распределения и величина суммарного теплового потока в основном определяются конвективной составляющей, имеющей главное значение;

- наиболее напряженной является входная часть сопла и особенно область критики, подверженная в основном конвективной составляющей потока;

- наименее напряженный участок – конец раструба сопла, здесь тепловые потоки менее 0,1 от потоков в критике;

- тепловые потоки в камере составляют более 0,3–0,5 от потоков критики.

Для предотвращения перегрева силовой оболочки КС и её разрушения в современных ЖРД применяют различные меры защиты, причем комплексно.

Например, наружное охлаждение сочетают с внутренним термостойким покрытием; емкостное может сочетаться с теплозащитой, покрытиями и внутренним охлаждением. Наиболее распространенным является проточное наружное охлаждение (7) в комплексе с внутренним (6). Схемы различных вариантов защиты камер сгорания ЖРД приведены на рис. 12.5–12.12.

1. Емкостное охлаждение – массой, толщиной стенки, применением материалов с высокой теплоемкостью и теплопроводностью, например, медных сплавов. Такие камеры часто называют неохлаждаемыми. Применяют для двигателей с малым временем работы (рис. 12.10).

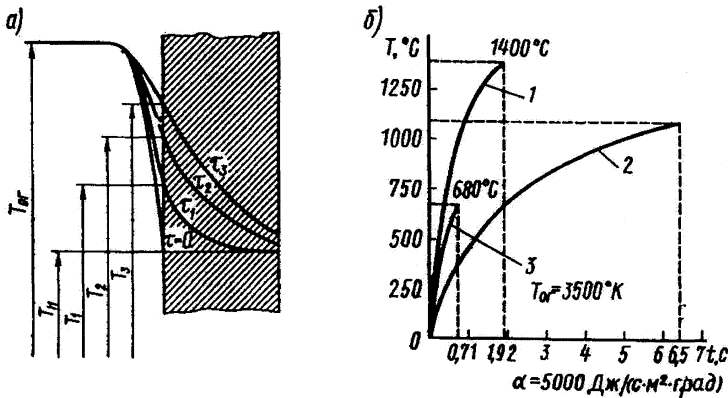


Рис. 12.5. Схема емкостного охлаждения

2. Наружное радиационное охлаждение – излучение теплоты стенки в окружающее пространство – тем интенсивнее, чем выше её допустимая температура нагрева. Пригодно для выходной части сопла из различных материалов, типа ниобия, молибдена и т.д. (рис. 12.6, п.9).

3. Теплозащитные аблирующие покрытия – с помощью защиты силовой оболочки материалами (покрытиями), разлагающимися при воздействии высокотемпературного потока ПС. Как правило, это сложные КМ из стекловолкна, асбеста, графита, кварца и т.д. (рис. 12.8, 12.9).

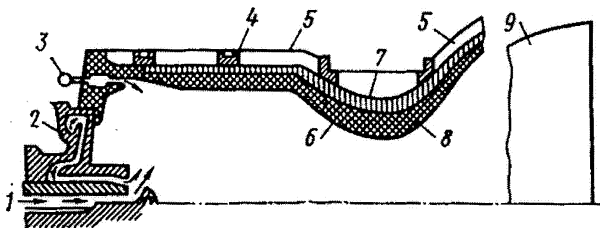


Рис. 12.6. Конструктивная схема защиты КС ЖРД различными методами:

- 1 – ввод окислителя; 2 – ввод горючего; 3 – коллектор пристеночной завесы; 4 – силовые бандажи; 5 – тепловой экран (слой стекловолкна, закрытого с обеих сторон фольгой из нержавеющей стали); 6 – аблирующее покрытие (кварцевая ткань, пропитанная фенольной смолой); 7 – силовая титановая оболочка; 8 – дополнительная теплоизоляционная прослойка из легкого композиционного материала; 9 – неохлаждаемая часть сопла (ниобиевый сплав с антикоррозионным жаростойким алюминиевым покрытием)

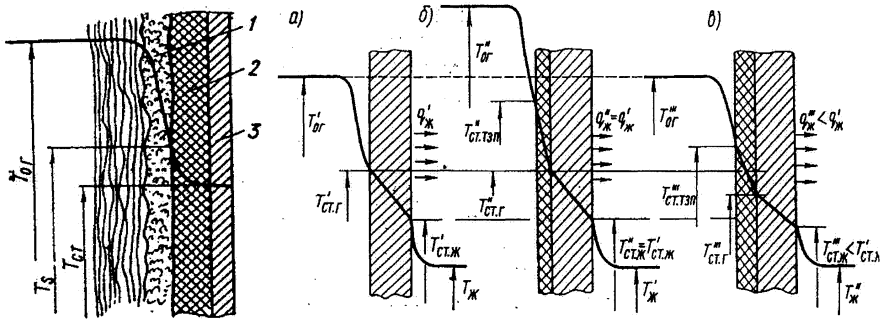


Рис. 12.7. Схема защиты стенки с помощью аблирующего покрытия и распределение температуры поперек стенки при использовании теплозащитного покрытия:  
 1 – пристеночный слой газа; 2 – аблирующее покрытие; 3 – защищаемая конструкция  
 $T_{ог}$  – температура газа;  $T_s$  – температура разложения аблирующего покрытия;  
 $T_{ст}$  – температура металлической поверхности стенки

4. Теплозащита термостойкими покрытиями – силовая оболочка КС или СБ покрывается со стороны ПС слоем теплозащитных покрытий с высокой термостойкостью и низким коэффициентом теплопроводности, выдерживающих высокий нагрев без разрушений, типа керамики на основе окиси Mg, Zr, Al, пластмассы, КМ (рис. 12.7).

5. Транспирационное (испарительное) охлаждение – основано на использовании специальных пористых материалов и осуществляется путем подачи – продавливания охлаждающей жидкости на огневую поверхность сквозь пористую стенку, однако в ЖРД оно не вышло за пределы эксперимента (рис. 12.8 “д”).

6. Внутреннее охлаждение – осуществляется созданием вблизи стенки пристеночного слоя газа или даже жидкой пленки на отдельных участках внутренней поверхности КС и СБ – пленочное и испарительное – недостаток – потеря  $I_{уд}$ .

7. Проточное (регенеративное) охлаждение – стенки КС и СБ охлаждаются охлаждающей жидкостью, которая протекает с большой скоростью в зазоре между внутренней и наружной оболочками камеры и сопла – имеет наибольшее распространение (рис. 12.8 “а”). Схемы различных форм трактов для обеспечения эффективной циркуляции охлаждающей жидкости приведены на рис. 12.9 – 12.11.

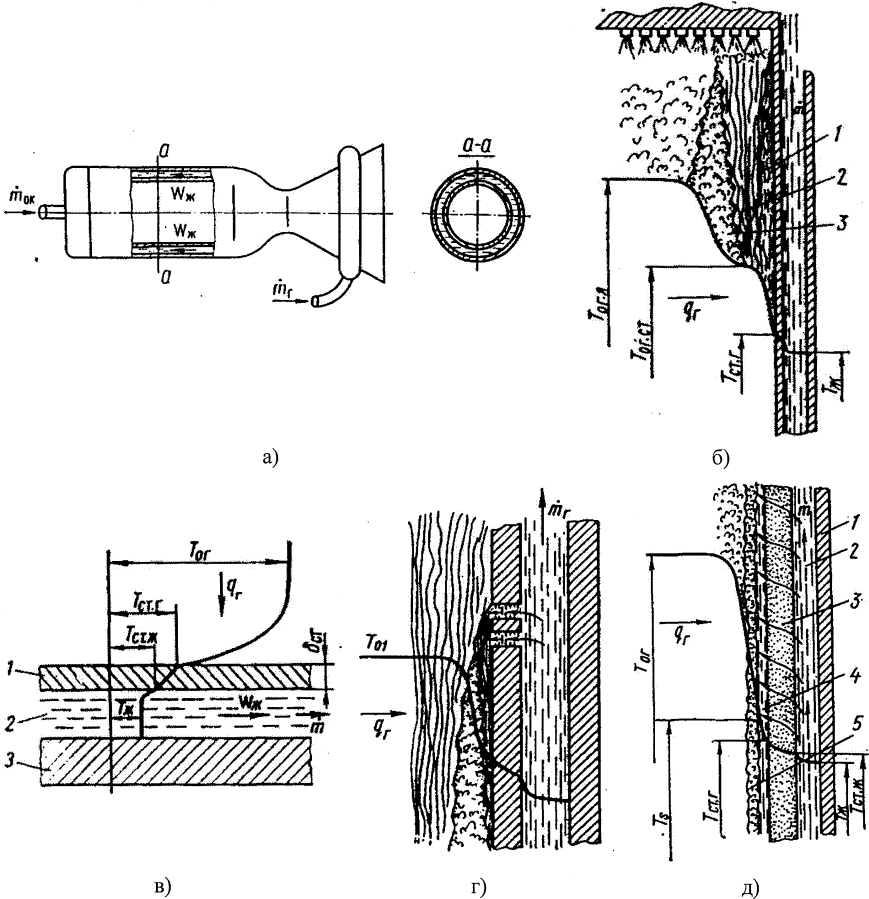


Рис. 12.8. Защита камеры сгорания ЖРД с помощью различных методов охлаждения:

а) схема щелевого охлаждающего тракта:  $\dot{m}_f$  – расход горючего, используемого в качестве охладителя;  $\dot{m}_o$  – расход окислителя;  $W_{ж}$  – скорость течения жидкости.

б) организация внутреннего охлаждения от головки камеры сгорания: 1 – пограничный слой; 2 – пристеночный слой; 3 – промежуточный слой.

в) схема наружного охлаждения стенки камеры сгорания: 1 – внутренняя оболочка; 2 – охлаждающая жидкость, протекающая в межрубашечном зазоре; 3 – наружная оболочка

г) защита стенки КС ЖРД с помощью завесы

д) организация внутреннего охлаждения с помощью пористой стенки ( $T_s$  – температура кипения охлаждающей жидкости при давлении в камере сгорания).

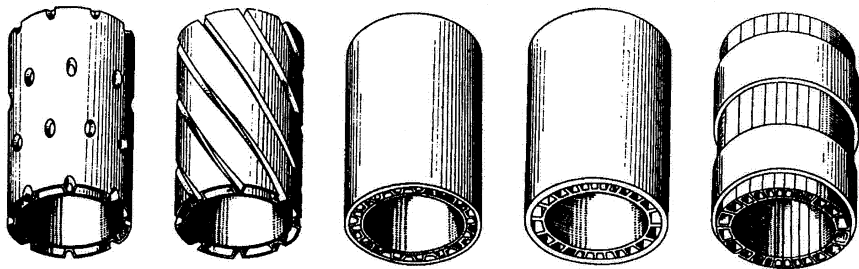


Рис. 12.9. Схемы различных охлаждающих трактов со связанными оболочками.

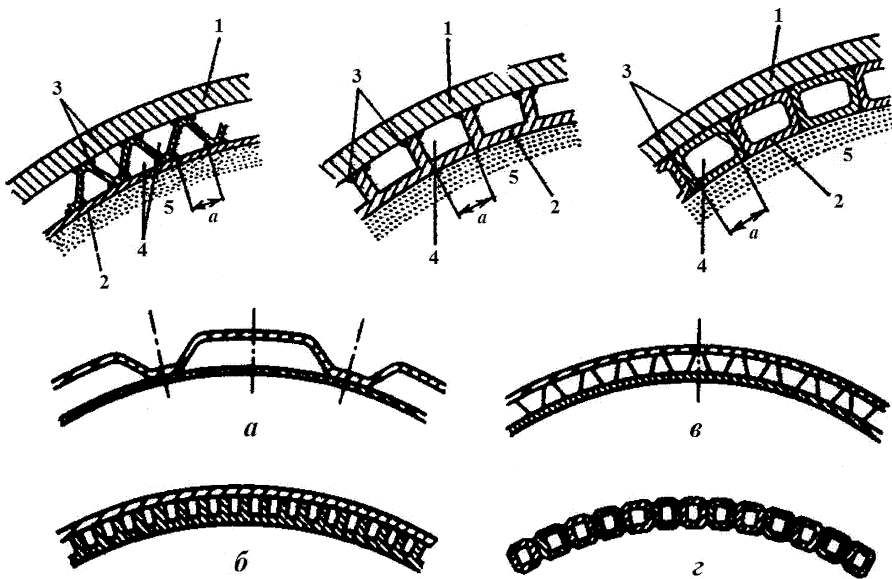


Рис. 12.10. Схемы соединения оболочек КС ЖРД и создания охлаждающего тракта при проточном (регенеративном) охлаждении:

1 – внешняя оболочка; 2 – внутренняя охлаждаемая оболочка; 3 – пайка;  
4 – тракт охлаждающей жидкости; 5 – горячие газы

Соединение: а – сваркой по выштамповкам; б – пайкой с помощью ребер;  
в – пайкой через промежуточную оболочку; г – пайкой из отдельных трубочек

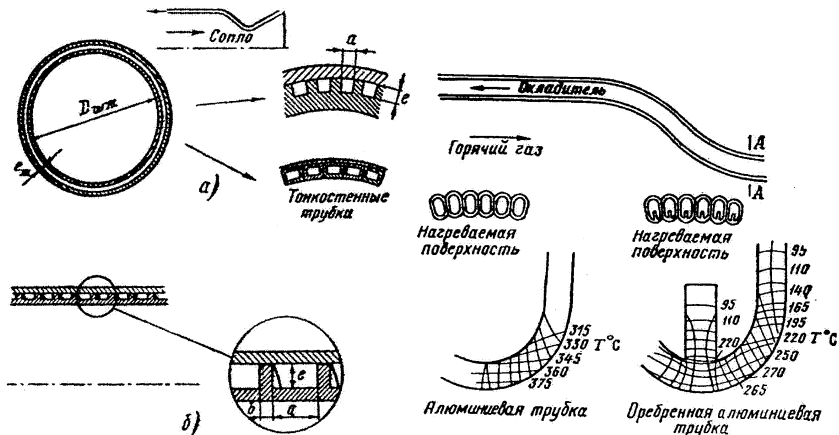


Рис. 12.11. Схема циркуляции жидкости в охлаждающих каналах различной формы: а – охлаждающий тракт в форме кольцевого канала (жидкость движется в направлении противоположном направлению движения газа); б – тракт в форме винтового канала

### 13. СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ЖИДКИХ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА

**Система подачи** – это совокупность устройств, обеспечивающих необходимое давление компонентов, их дозировку и соотношение на входе в КС. В ЖРД применяют вытеснительные (ВПТ или ВСПТ) и насосные (НПТ) подачи топлива. Схемы ЖРД с системами ВСПТ (рис. 13.1) и НПТ мы затрагивали в лекции по устройству ЖРДУ. Классификация ВСПТ – рис. 13.2, схемы – рис. 13.3, 13.4, источников газа – рис. 13.5, состав НПТ – рис. 13.6.

ВПТ основаны на применении:

- аккумулятора сжатого газа (АСГ), аккумулятора сжатого газа с подогревом;
- жидкостного газогенератора (ЖГГ) – испарительные, однокомпонентные, двухкомпонентные, самовытесняющие;
- с непосредственным впрыском (компонентов или активного вещества);
- твердотопливного газогенератора (ТГГ), гибридного газогенератора (ГТГ).

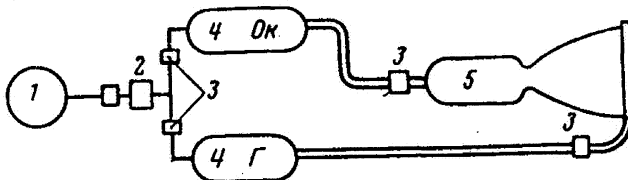


Рис. 13.1. Простейшая схема ЖРД с вытеснительной системой подачи: 1 – аккумулятор давления; 2 – редуктор давления; 3 – органы автоматики; 4 – баки топлива; 5 – камера двигателя





Вытеснительная система подачи компонентов обеспечивает подачу топлива из баков ЛА в камеру сгорания или в другие необходимые места путем вытеснения его под действием газа, подаваемого в топливные баки, либо с помощью безгазовых систем. Классификация ВСПТ демонстрирует многообразие возможных вариантов, в том числе и газовых.

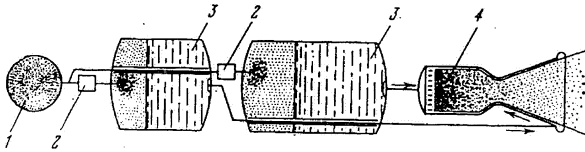


Рис. 13.3. Схема вытеснительной газобаллонной системы подачи  
1 – баллон сжатого газа; 2 – редукторы; 3 – топливные баки; 4 – камера сгорания

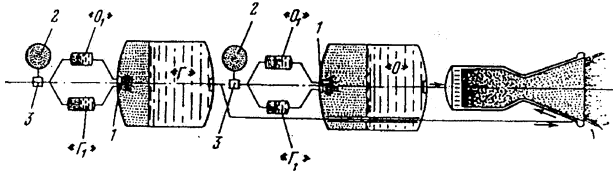


Рис. 13.4. Схема вытеснительной системы подачи с жидкостным аккумулятором давления  
1 – реакторы; 2 – баллоны со сжатым газом; 3 – редукторы "Г" и "О" – основных компонентов топлива, "Г<sub>1</sub>" и "О<sub>1</sub>" – вспомогательных компонентов

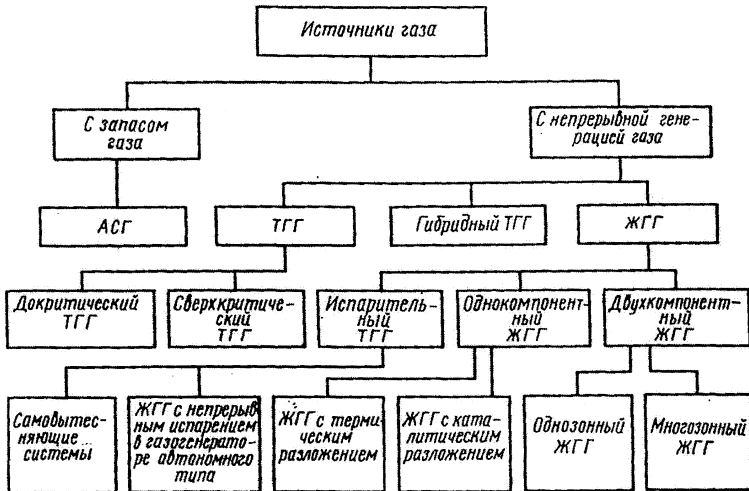


Рис. 13.5. Классификация источников газа

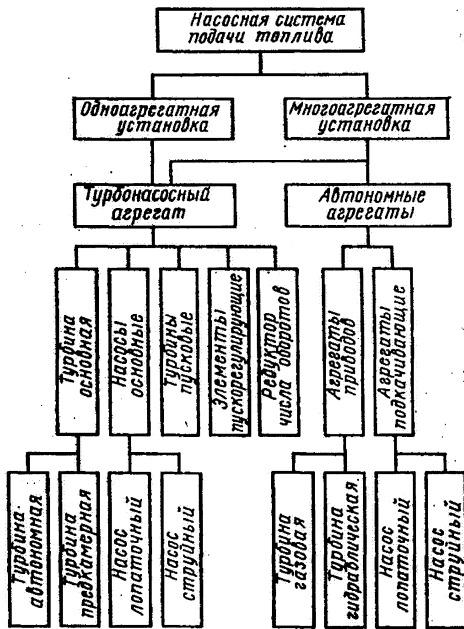


Рис. 13.6. Состав агрегатов насосной системы подачи топлива в ЖРД

Газ, необходимый для работы ВСПТ, может быть либо заранее размещен на борту ЛА в аккумуляторах сжатого газа, либо вырабатываться во время полета ЛА и работы его двигателей с помощью различных источников газа.

Приведенная классификация источников газа также демонстрирует возможное многообразие, в том числе с аккумулятором сжатого газа (АСГ), с твердотопливным (ТГГ), гибридным (ГГГ) или жидкостным газогенератором

В качестве рабочего тела в системах с АСГ могут быть применены воздух, азот, гелий и некоторые другие газы. Недостатком воздуха является наличие в нем кислорода и относительно высокая температура кипения, поэтому он не пригоден для вытеснения криогенных топлив, зато с помощью гелия могут вытесняться любые компоненты топлива. Газогенератором называют агрегат, в котором образуются газообразные продукты (ПГТ) с соответствующих компонентов. ПГТ называют окислительными, если они произведены с избытком окислителя, или восстановительными – при избытке горючего. К газам, применяемым для ВСПТ, предъявляются требования высокой плотности при хранении, минимальной растворимости и наименьшей активности с компонентом вытесняемого топлива, малой молярной массы при вытеснении, отсутствия твердых или жидких примесей.

ДУ с ВСПТ (вытеснительной подачей) значительно проще, однако давление в баках должно быть значительно более высоким, чем давление в КС, т. к. необходимо преодолеть сопротивление тракта подачи топлива, что приводит к

необходимости увеличения массы баков. Поэтому вытеснительные системы подачи компонентов применяют, как правило, в небольших ДУ.

НПТ основаны на применении:

- автономного контура газогенерации от однокомпонентного ЖГГ;
- автономного контура газогенерации от двухкомпонентного ЖГГ;
- с отбором газа из камеры ЖРД;
- с насосным контуром газогенерации от однокомпонентного ЖГГ;
- с насосным контуром газогенерации от двухкомпонентного ЖГГ.

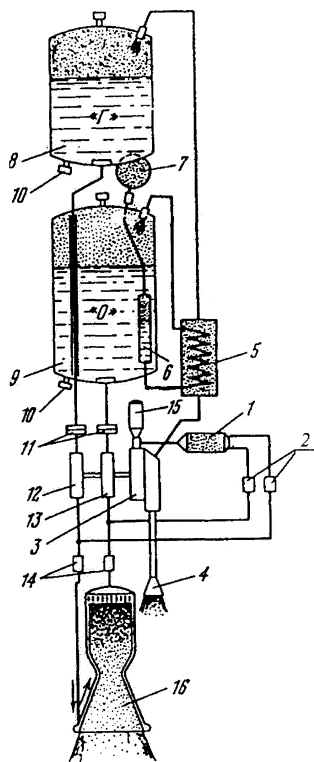


Рис. 13.7. Схема ЖРДУ с НПТ, работающей на основных компонентах топлива:

- 1 – газогенератор;
- 2 – регулятор; 3 – турбина;
- 4 – выхлопной патрубок с соплом;
- 5 – теплообменник; 6 – баллон жидкого гелия;
- 7 – аккумулятор давления; 8 – бак горючего;
- 9 – бак окислителя; 10 – заправочные клапаны;
- 11 – разрывные мембраны; 12 – насос горючего;
- 13 – насос окислителя; 14 – главные клапаны;
- 15 – стартер; 16 – камера сгорания

Как видно из рис. 13.6, 13.7 ДУ с НПТ значительно сложнее. В состав ДУ кроме баков входит: ТНА; системы, создающие давление на входе в насосы (АГ, ПГ); системы запуска турбины (пиростартер); питания турбины рабочим газом (ПГ); отвода отработанного газа; устройства, создающие давление подачи компонентов в КС – насосы горючего и окислителя (шнек, центробежный насос). Отвод отработанного газа может осуществляться через сопло выхлопа, управляющие сопла (например, крена) и с дожиганием с однокомпонентным ЖГГ, испарительным, двухкомпонентным, полной газификации и замкнутой

схемы. Несколько схем ЖРД с насосной подачей компонентов приведено на рис. 13.8, 13.9, 13.10. В них для подачи компонентов применены насосы горючего и окислителя. Насосы вращаются турбиной, работающей на газе, получаемом в жидкостных газогенераторах, работающих на основных компонентах. При этом газ, отработанный на турбине, либо выбрасывается в атмосферу (рис. 13.8), либо поступает в основную камеру ЖРД с дожиганием продуктов газогенерации (рис. 13.9, 13.10). ЖРД с дожиганием энергетически более выгоден.

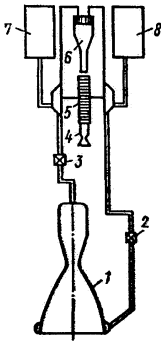


Рис. 13.8. Схема ЖРД без дожигания продуктов газогенерации:  
1 – камера ЖРД;  
2, 3 – отсежные клапаны топлива; 4 – выхлопной патрубок турбины; 5 – ТНА; 6 – ЖГГ; 7 – бак с горючим; 8 – бак с окислителем

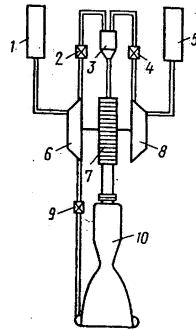


Рис. 13.9. Схема ЖРД с дожиганием продуктов газогенерации, работающей по схеме «газ + жидкость»:  
1 – бак с окислителем;  
2, 4, 9 – отсежные клапаны;  
3 – ЖГГ; 5 – бак с горючим;  
6 – насос окислителя;  
7 – турбина; 8 – насос окислителя; 10 – камера ЖРД

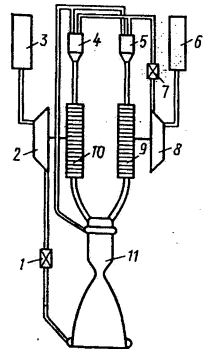


Рис. 13.10. Схема ЖРД с дожиганием продуктов газогенерации, работающей по схеме «газ + газ»:  
1, 7 – отсежные клапаны;  
2 – насос горючего;  
3 – бак с горючим;  
4 – восстановительный ЖГГ;  
5 – окислительный ЖГГ;  
6 – бак с окислителем;  
8 – насос окислителя;  
9 – турбина окислительного газа; 10 – турбина восстановительного газа;  
11 – камера ЖРД

Выбор системы подачи зависит от типа и назначения ЛА, двигательной установки (способ запуска, работа, останов и т.д.), требованиям по необходимым давлениям в КС, давлениям наддува и пр.

Как следует из статистики, наименьшая относительная масса ДУ с ВПТ при  $p_k = (10-12) \cdot 10^5$  Па; с НПГ при  $p_k = (30-40) \cdot 10^5$  Па. Однако, для баллистических ракет с ЖРД рекомендуются следующие рациональные значения давлений  $p_k$  и  $p_a$ :  $p_k = 250-300$  атм,  $p_a = 0,5-0,8$  атм;  $p_k = 200-220$  атм,

$p_a = 0,1 - 0,15$  атм;  $p_k = 150 - 200$  атм,  $p_a = 0,05 - 0,07$  атм. Но при увеличении  $p_k$  необходимо увеличивать давление входа, т.е. растут габариты и вес системы подачи – баков, трубопроводов, ТНА, т.е. масса ДУ, но растет удельная тяга. Поэтому выбирают комплексные критерии, например:

$$k_{эф} = \frac{I_{\Sigma}}{(m_{ДУ} + m_{T\Sigma})_{ср}} = \frac{I_{удсра}}{\alpha_{ДУ} + 1},$$

где  $\alpha_{ДУ} = \frac{m_{ДУ}}{m_{T\Sigma}}$ .

И строят зависимости  $k = f(p_k)$ .

Для ДУ с ВПТ  $p_{конт} = (20 - 25) \cdot 10^5$  Па; для НПТ –  $p_{конт} = (60 - 80) \cdot 10^5$  Па, для замкнутых –  $p_{конт} = (120 - 150) \cdot 10^5$  Па, от этого зависит давление наддува баков: ВПТ –  $(30 - 40) \cdot 10^5$  Па, НПТ –  $(1,5 - 5) \cdot 10^5$  Па. Влияют также и способы запуска:

- бесступенчатый (плавный или пушечный);
- ступенчатый, а также режимы работы и останова (рис. 13.11).

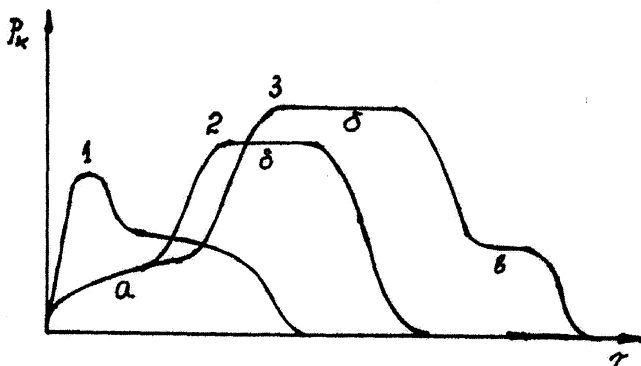


Рис. 13.11. Некоторые возможные способы запуска и работы ДУ:

- 1 – пушечный запуск и выключение без конечной ступени;
- 2 – запуск с предварительной (а) ступенью (одной или несколько), основной (б) и выключением без ступеньки;
- 3 – запуск с предварительной (а), основной (б) и конечной (в) ступенями работы ДУ.

При бесступенчатом запуске расход и давление компонентов нарастают плавно или непрерывно резко. Плавное нарастание обеспечивается специальными дросселями в магистралях компонентов. Применение бесступенчатого запуска и останова упрощает схему и конструкцию ЖРД, снижает непроизводительные затраты и минимизирует задержку старта. Он целесообразен для ЖРД с тягой до 40 т. Для ЖРД большой тяги применяют ступенчатый запуск, через предварительную или промежуточную ступень, характеризующуюся подачей малого расхода перед основным. Ступенчатый запуск применяют для первых ступеней космических и наземных ракет.

## Расчет систем подачи для ДУ ЖРД

### Газобаллонная система подачи

В баллоне:  $p_{нач} V = G_{нач} R T_{нач}$ ;  $p_{кон} V = G_{кон} R T_{кон}$

В баках:  $p_6 V_6 = G_6 R T_6$ ;  $G_{нач} = G_{кон} + G_6$ .

Отсюда

$$a = \frac{V}{V_6} = \frac{p_6 / T_6}{p_{нач} / T_{нач} - p_{кон} / T_{кон}}$$

Обозначив  $\frac{T_{кон}}{T_{нач}} = \alpha_1$ ,  $\frac{T_6}{T_{нач}} = \alpha_2$ , получим  $a = \frac{\alpha_1 p_6}{\alpha_2 (\alpha_1 p_{нач} - p_{кон})}$ ,

где  $\alpha_1, \alpha_2$  – эмпирические коэффициенты;  $p_{кон} = p_6 + \frac{1}{20}(p_{нач} - p_6) = p_6 + \Delta p$ .

Вес системы подачи для шарового баллона:

$$G_{под} = \left( \frac{3\gamma\beta}{2\sigma} + \frac{1}{RT_{нач}} + a \right) p_{нач} V,$$

где  $\gamma$  – удельный вес материала;  $\beta$  – коэффициент запаса прочности;  $\sigma$  – прочность на растяжение;  $a$  – коэффициент пропорциональности трубопроводов, регуляторов, клапанов.

Расход газа  $\dot{m}_i$  зависит от расхода компонентов из бака

$$\dot{m}_i = \frac{p_6 \dot{m}_к}{\rho_T R_6 T_6}$$

Запас газа для вытеснения топлива:

$$M_6 = \frac{p_6 V_6}{R_6 T_6} = \frac{\varepsilon p_{ГГ} V_6}{R_6 T_6}$$
$$\varepsilon = \frac{p_6}{p_{ГГ}}; \quad M_{ГГ} = \frac{V_{ГГ} p_{ГГ}}{R_{ГГ} T_{ГГ}}; \quad T_{ГГ} = \frac{Q}{c_p},$$

где  $Q$  – теплопроводность в 1 кг газа в баках;  $c_p$  – теплоемкость газа.

$$T_6 \approx (0,3 - 0,5) T_{ГГ}; \quad M_{ГГ} = \xi M_{ГГ},$$

где  $\xi = 1,2 - 1,4$  для ЖГГ;  $\xi = 2,0 - 3,5$  для ТГГ.

### Турбонасосная система подачи

Применяется на ЖРД большой тяги и продолжительности работы с насосами, приводимыми одной или несколькими газовыми турбинами, имеет возможность легкого изменения режима работы, получения стабильных давлений, высокой мощности на единицу веса. Насосы делят на объемные, струйные и лопаточные, или – центробежные, тангенциальные или осевые – шнековые. Объемные – для

гидросистем, струйные – для бустерных систем, для подачи топлив – центробежные, или шнеково-центробежные.

### Устройство центробежного насоса

Как правило, насос включает корпус, рабочее колесо (крыльчатку) вал на подшипниках, уплотнения, подводящие и отводящие устройства (патрубки). При вращении колеса жидкость выбрасывается с большой скоростью из каналов крыльчатки, собирается в улитке и через диффузор идет в систему. Кинетическая энергия движения преобразуется в потенциальную энергию давления. Основными параметрами насоса являются:

1. Объемный расход потребной жидкости  $\dot{v} = \frac{\dot{m}}{\rho}$

2. Скорость движения жидкости в насосе пропорциональна частоте вращения крыльчатки (вала) насоса  $\omega = \frac{2\pi n}{60}$ ,

где  $n$  – частота вращения вала;  $\omega$  – угловая скорость вала.

3. Напор, создаваемый насосом, – приращение механической энергии одному килограмму жидкости, прошедшей через насос:

$$H = \frac{P_{\text{вых}} - P_{\text{вх}}}{\rho} \left( \frac{\text{Дж}}{\text{кг}} \right)$$

$$P_{\text{вых}} - P_{\text{вх}} = H\rho; \quad H \approx n^2 D_{\text{кр}}^2,$$

где  $D_{\text{кр}}$  – диаметр крыльчатки;  $n$  – частота вращения вала.

$$\text{Или давление } p = k \rho R^2 n^2 = k_1 \rho u^2 = k_2 \rho \omega^2 R,$$

где  $R$  – радиус крыльчатки;  $n$  – число оборотов в минуту (до 30–35 тысяч оборотов в минуту);  $u$  – окружная скорость на ободе колеса;  $k, k_1, k_2$  – коэффициенты пропорциональности;  $\omega$  – угловая скорость.

4. Потребное давление насоса:

$$P_{\text{вых}} = P_{\text{к}} + \Delta P_{\text{ф}} + \Delta P_{\text{охл}} + \Delta P_{\text{наз}},$$

где  $P_{\text{к}}$  – давление в КС;  $\Delta P_{\text{ф}}$  – перепад давления на форсунках;  $\Delta P_{\text{охл}}$  – перепад давления на охлаждении КС;  $\Delta P_{\text{наз}}$  – перепад давления на магистралях.

5. Полезная мощность насоса – мощность, переданная насосом жидкости:

$$N_{\text{жс}} = \dot{v} H \rho = \dot{v} (P_{\text{вых}} - P_{\text{вх}})$$

6. КПД насоса ( $\eta$ ) – для подачи объемного расхода жидкости  $\dot{v}$  с плотностью  $\rho$  и под напором  $H$  к валу необходимо подвести мощность:

$$N_{\text{нас}} = \frac{N_{\text{жс}}}{\eta_{\text{нас}}} = \frac{\dot{v} H \rho}{\eta_{\text{нас}}} = \frac{\dot{v} (P_{\text{вых}} - P_{\text{вх}})}{\eta_{\text{нас}}} \quad \eta = 0,45 - 0,65$$

$$N_{\text{нас}} = \frac{2\pi n M_{\text{кр}}}{G} = \omega M_{\text{кр}}; \quad M_{\text{кр}} = \frac{N_{\text{нас}}}{\omega}$$

#### 14. ЛОГИКА ВЫБОРА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЖРД. МЕТОДИКА РАСЧЕТА МАССОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК НА ОСНОВЕ ЖРД

Логика выбора проектных параметров ЖРД принципиально аналогична логике выбора проектных параметров РДТТ, также неотделима от проектирования ЛА, определения типа и облика ЛА (тактические, баллистические, БРПЛ, базирование, транспортировка, эксплуатация), включает стадии внешнего проектирования, технических предложений рабочего проектирования, подготовки производства, испытаний, отработки и конкретного выбора проектных параметров ДУ с ЖРД, таких как:

1. Выбор облика ЖРД в соответствии с обликом ЛА.
2. Выбор тяговых, расходных, энергетических характеристик и диаграммы работы ДУ.
3. Выбор топлив и определение их энергетических характеристик, определение потребных конфигураций и количества камер сгорания, сопловых блоков, давлений в камерах ( $p_k$ ) и на срезе сопл ( $p_a$ ).
4. Определение предпочтительности систем подачи, объемов, конфигурации, количества и расположения топливных баков.
5. Проектирование конкретных элементов ЖРДУ: КС, топливных систем, систем подачи компонентов топлива, управления работой двигателей, конструкции топливных баков, арматуры, органов управления и т.д.
6. Определение и подтверждение габаритно-массовых характеристик деталей, узлов, агрегатов, систем ЖРД.

Так же как и для РДТТ, логика выбора параметров и расчет массовых характеристик ДУ с ЖРД является многоитерационным процессом и начинается с анализа летно-технических характеристик ЛА, условий применения, конструктивно-компоновочной схемы с выходом на энергетику, запасы топлива, массу конструкции.

##### Методика расчета массовых характеристик ДУ на основе ЖРД

А) На начальном этапе проектирования производят ориентировочный расчет массы ЖРД:

$$1. \text{ Начальная масса } m_0 = m_{пг} + m_{ду} + m_{то} + m_{\Sigma},$$

где  $m_0$  – начальная масса;  $m_{пг}$  – масса полезного груза;  $m_{ду}$  – масса двигательной установки;  $m_{то}$  – масса топливного отсека;  $m_{\Sigma}$  – масса суммарная всего прочего.

$$2. \text{ Или для } i\text{-той ступени: } m_{0i} = m_{0i+1} + m_{Ci} + m_{3i},$$

где  $m_{0i}$  – начальная масса  $i$ -той ступени;  $m_{0i+1}$  – начальная масса  $i+1$ -ой ступени;  $m_{Ci}$  – масса сухой конструкции  $i$ -той ступени;  $m_{3i}$  – масса заправки топлива  $i$ -той ступени.



3. Масса сухой конструкции:  $m_{Ci} = m_{AVi} + m_{ДВи} + m_{ХПи} + m_{ТОi}$ ,  
 где  $m_{AVi}$  – масса аппаратуры управления;  $m_{ДВи}$  – масса двигателя;  $m_{ХПи}$  – масса хвостового, приборного и пр. отсеков;  $m_{ТОi}$  – масса топливных баков, арматуры и т.д.

$$4. \text{ Масса двигателя } (m_{ДВи}) \text{ } i\text{-той ступени: } m_{ДВи} = m_{ЖРДи} = \frac{\gamma_{ДВи}}{g_0 P_{Pi}},$$

где  $\gamma_{ДВи} = \frac{m_{ДВи}}{P_i}$  – удельная масса двигателя;  $P_{Pi}$  – тяга в пустоте.

$$5. \text{ Масса ЖРД } i\text{-той ступени: } m_{ЖРДи} = f_1(P_i, p_{ки}, p_{ai}) \text{ или } m_{ЖРДи} = f_1(m_{i,j}, p_{ки}, p_{ai}).$$

$$6. \text{ Масса ЖРД: } m_{ЖРД} = \frac{1}{g_0} \left[ v_1 + v_2 P_i + v_3 P_i^2 + v_4 \left( \frac{P_{ки}}{P_{ai}} - \frac{P_{ки}}{P_{a0}} \right) P_{0i} \right],$$

где  $p_{a0} = 0,05$  МПа;  $v_1, v_2, v_3, v_4$  – статистические коэффициенты;  $P_i$  – тяга в кН.

Таблица 14.1

$P_i$	$v_1$	$v_2$	$v_3$	$v_4$
$100 \leq P_i \leq 1000$	12–14	$(11-12) \cdot 10^3$	$7 \cdot 10^6$	$(2,5-7,5) \cdot 10^6$

$$7. \text{ Масса заправки: } m_{zi} = m_{Ti} + \Delta m_{Ti},$$

где  $m_{Ti} = \mu_{ки} m_{0i}$ ;  $\Delta m_{Ti} = \alpha_{mTi} m_{Ti}$  – коэффициент совершенства системы подачи.

$$8. \text{ Масса топливного отсека } i\text{-той ступени: } m_{ТОi} = m_{Ci} \frac{\rho_{ТОi}}{\rho_{Ti}},$$

где  $\rho_{ТОi}$  – средняя плотность отсека;  $\rho_{Ti}$  – плотность топлива.

9. Если есть управляющий двигатель:

$$m_{pЖРД} = (\alpha_p + \beta \dot{m}_{pЖРД}) n_{КС},$$

где  $m_{pЖРД}$  – масса рулевого двигателя;  $\dot{m}_{pЖРД}$  – секундный расход топлива рулевого двигателя;  $n_{КС}$  – число камер рулевого двигателя;  $\alpha_p = 7,5-9$  кг;  $\beta = 0,75-0,81$  с.

Б) Расчет массы топлива. Обозначим:

1.  $V_{корни}$  – объем корпуса отделяемой части  $i$ -й ступени;
2.  $V_{ГПmi}$  – объем газовой подушки  $m$ -го бака  $i$ -й ступени;
3.  $V_{Эmi}$  – объем конструктивных элементов, арматуры, расположенных в  $m$ -м баке  $i$ -й ступени;
4.  $V_{ПРmi}$  – объем прочих элементов в  $m$ -м баке  $i$ -й ступени;
5. Полный объем топлива:

$$V_{ТПи} = V_{корни} = \sum_{i=1}^n (V_{Ti} + V_{Эmi} + V_{ПРmi} + u \text{ т.д.})$$

6. Объем, занимаемый газовой подушкой и конструкцией, пропорционален полному объему соответствующего компонента топлива:

$$V_{\Gamma_{\Pi}} + V_{\Xi_{\Pi}} = V_{\Gamma_{\Pi}} \alpha_{\Gamma_{\Pi}},$$

где  $\alpha$  – статистический коэффициент:

$$\alpha_{\Gamma_{1o}} = 0,08 \text{ – для бака } O_1; \alpha_{\Gamma_{1z}} = 0,06 \text{ – для бака } \Gamma_1;$$

$$\alpha_{\Gamma_{2o}} = 0,14 \text{ – для бака } O_2; \alpha_{\Gamma_{2z}} = 0,11 \text{ – для бака } \Gamma_2.$$

$$7. \text{ Объем горючего: } V_{\Gamma_i} = \frac{\rho_{zi}}{\rho_{mi}(1+k_{mi})} V_T.$$

$$8. \text{ Объем окислителя: } V_{O_i} = \frac{\rho_{oi} k_{mi}}{\rho_{mi}(1+k_{mi})} V_T.$$

где  $k_{mi}$  – коэффициент соотношения компонентов;  $\rho_{mi} = \frac{(1+k_{mi})\rho_{zi}\rho_{oi}}{\rho_{oi}+k_{mi}\rho_{zi}}$  –

плотность топлива.

9. Суммарный объем, занимаемый газовыми подушками и конструктивными элементами в обоих баках  $i$ -той ступени выразим:

$$\sum_{i=1}^n (V_{mni} + V_{\Xi_{mi}}) = k_V V_{mni},$$

где  $k_V = \sum_{i=1}^n \alpha_{mi} C_{mi} \frac{\rho_{mi}}{1+k_{mi}}$  – объемный коэффициент;  $C_{mi} = \frac{k_{mi}}{\rho_{oi}}$  – для бака «О»;

$$C_{mi} = \frac{1}{\rho_{zi}} \text{ – для бака «Г»}.$$

10. Полная масса топлива:

$$V_{полн} = \rho_{mni} V_{mni} = \frac{\rho_{mi}}{1+k_{V_i}} \left( V_{npmi} - \sum_{i=1}^n V_{npni} \right); \quad V_{npni} = V_{\delta_6}.$$

11. Объем двигателя  $i$ -той ступени:

$$V_{\delta_{6i}} = \frac{F_a l_{\delta 6i}}{3} \left( 1 + \frac{2,5}{\sqrt{f_{ai}}} + \frac{6,25}{f_{ai}} \right),$$

где  $f_{ai}$  – площадь выходного сечения сопла двигателя;  $F_a$  – отношение  $\frac{f_a}{f_{ai}}$ ;  $l_{\delta 6}$  –

длина двигателя.

$$l_{\delta 6i} = l_{\delta 60} + 4,5 \sqrt{f_{ai} \left( 0,3 + \frac{1}{\sqrt{F_{ai}}} \right)},$$

$l_{\delta 60} = 0,2 \text{ м}$  – для ЖРД открытой схемы;  $l_{\delta 60} = 0,4 \text{ м}$  – для ЖРД замкнутой схемы.

Поскольку двигатель второй ступени размещен непосредственно в верхнем топливном баке  $O_1$ , то часть объема его сопла заполняется компонентом топлива

(окислителем) первой ступени. Это обстоятельство учитывается уменьшением объема двигателя второй ступени на  $\Delta V_c$ :  $V_2 = V_2 - \Delta V_c$ .

$$\Delta V_c = \frac{f_a l_{c2}}{3} \left( 1 + \frac{1}{\sqrt{F_{a2}}} + \frac{1}{F_{a2}} \right),$$

где  $l_{c2} = \frac{1,6}{\sqrt{\frac{f_{sp}}{4}}} (\sqrt{F_{a2}} - 1)$  – длина сопла.

12. Связь между заправочным и рабочим топливом:

$$m_{mpi} = \frac{m_{mni}}{C_{mi}},$$

где  $C_{m1} = 1,008 - 1,012$ ;  $C_{m2} = 1,015 - 1,02$ .

$$m_{mni} = m_{mpi} + m_{mнеpi}.$$

Непроизводительные запасы топлива:

$$m_{Tнепр} = m_{оп} + m_{нз} + m_{зал} + m_{над} + m_{зар},$$

где  $m_{оп}$  – достартовый расход топлива;  $m_{нз}$  – масса незабора;  $m_{зал}$  – масса топлива, залитого в трубопроводы и арматуру;  $m_{над}$  – масса наддува;  $m_{зар}$  – масса гарантийных запасов топлива сверх расчетных запасов, которая заправляется в баки, для компенсации разбросов параметров ступени и ракеты в целом.

Таким образом, на первых этапах, первых приближениях целесообразно применять оценочные приемы определения массы ЖРД, ДУ на её основе и отдельных составляющих. Далее при проектно-конструкторских проработках естественно конкретное поэлементное определение массы деталей, узлов и элементов, объемов и массы топлива и отдельных его компонентов.

В) Влияние массы ДУ на идеальную скорость ракеты по формуле Циолковского:  $V_{ки} = J_{уд.ср} \ln \mu_k$ ;  $\mu_k = \frac{M_0}{M_k}$ .

Чем больше  $\mu_k$ , тем больше идеальная скорость, и  $M_T = M_0 - M_K$ , т.е. снижение массы двигателя позволяет увеличить  $\mu_k$ . Конечно  $J_{уд.ср}$  оказывает большее влияние, однако при  $M_T = M_0 - M_K = \text{const}$ , наиболее полно степень совершенства характеризует суммарный импульс:

$$J_{\Sigma} = J_{уд.ср} M_T; \quad \frac{J_{\Sigma}}{M_0} = J_{уд.ср} \left( 1 - \frac{1}{\mu_k} \right);$$

$$M_T = M_{ДУ} - M_{кам} - M_{сн}; \quad M_{сн} = M_{б} + M_{зг} + M_{арм} + M_{авт};$$

$$\frac{M_T}{M_{ДУ}} = 1 - \frac{M_{кам}}{M_{ДУ}} - \frac{M_{сн}}{M_{ДУ}},$$

т.е. зависит от выбора системы подачи, а, следовательно, давления в КС,  $p_k$ ,  $p_a$ .

Г) Оценка эффективности топлива.

Топливо, которое при всех прочих равных условиях обеспечивает достижение ракетой максимальной конечной скорости при заданной начальной массе ракеты или заданной конечной скорости при её минимальной массе, является наиболее эффективным. Эффективность иногда определяют эмпирической зависимостью:

$$T_{i,j} = \left( \frac{J_i}{J_j} \right)^{5,5} \left( \frac{\rho_i}{\rho_j} \right)^{2,1}$$

Если  $T_{i,j} \geq 1$ , то топливо с  $i$ -м индексом обладает большей максимальной отдачей, дает большее приращение дальности, чем топливо с индексом  $j$  (и показывает во сколько раз максимальная дальность на топливе с индексом  $i$  больше дальности на топливе с индексом  $j$ ).

Д) Основные материалы (конструкционные):

– баковые системы АМг-6М, АМг-6Н, АМг-6НН, АМГ-6НПП – алюминиевые сплавы;

– арматура, силовые узлы, трубопроводы – стали 09Х16Н4Б (ЭП-56), 23Х12Н210МФ (ЭП-65), ЭП-311, ЭП-678, ЭП-699 и т.д.;

– биметаллы 12Х18Н10Т со сплавом АМг-6 с прослойкой АД-1.

## 15. ОСНОВНЫЕ ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ РДТТ И ЖРД

1. Общей тенденцией является расширение области применения и появление новых систем, типов и видов двигателей и двигательных установок на их основе.

2. Вторая характерная черта – освоение более энергетически мощных топлив, с целью максимального повышения удельного импульса, а, следовательно, и остальных параметров двигателя.

3. Постоянное форсирование и улучшение основных параметров РД.

4. Все более глубокое изучение рабочих процессов в камерах сгорания и других агрегатах двигателя.

5. Непрерывное совершенствование конструкции всех агрегатов, систем и элементов ДУ.

6. Общие резервы повышения эффективности РД и ДУ в целом, в т.ч.:

– более тщательный выбор основных проектных параметров двигателя путем точного согласования их с характеристиками ЛА и с последующей оптимизацией этих параметров;

– более точный выбор и расчет вариантов схемы, агрегатов и устройств двигателя, проведение тщательного и точного анализа вариантов схемы, использование высокоточных методов расчета рабочих процессов и конструкции, что позволяет получить оптимальный вариант двигателя для этого ЛА;

– использование методов математического моделирования для анализа всех основных режимов двигателя, установления и выяснения динамических и статических характеристик на стадии проектирования;

– комплексное использование ЭВМ для проведения расчетных исследований, при которых расчеты двигателей тесно связаны с расчетом характеристик ЛА;

– более полное использование резервов повышения эффективности РД возможно при применении систем автоматизированного проектирования (САПР) двигателей, которые должны обеспечить организацию целенаправленного поиска оптимальных вариантов двигателя исходя из заданных условий его работы и применения на данном ЛА, поэтому разработка САПР – актуальная задача двигателестроения.

Дальнейший прогресс в развитии РДТТ связан с разработкой новых и совершенствованием существующих схемно-компоновочных решений, штатных рецептур твердых топлив, расчетно-теоретических методов для оптимального расчета рабочих процессов в двигателях, а также с применением конструкционных и теплозащитных материалов, обладающих более высокими удельной прочностью и температурной стойкостью.

При этом необходимо обеспечивать снижение веса конструкции, уменьшение разбросов внутриваллистических и энергетических характеристик, увеличение удельного импульса тяги, плотности твердого топлива, давления в камере сгорания, повышение стабильности и надежности работы РДТТ, и в конечном счете увеличение дальности полета ЛА и величины доставляемой полезной нагрузки с учетом энергомассовых, надежностных и стоимостных критериев. В каждом конкретном случае в зависимости от требований технического задания повышаются (улучшаются) конкретные характеристики РДТТ. Дальнейшее совершенствование рабочих процессов РДТТ в весьма широком диапазоне параметров: дальнейшее повышение уровня давлений (в современных маршевых двигателях до 12 МПа, а в некоторых вспомогательных до нескольких сотен МПа); температуры продуктов сгорания (сейчас до 4000 К); содержания конденсированной фазы в продуктах сгорания (до 45 %); скоростей потока (до 1000 м/с – в КС и свыше 3000 м/с – в сопле), а также ускорение быстрых изменений на нестационарных режимах. Дальнейшее совершенствование некоторых составляющих рабочих процессов, к которым относят: воспламенение и горение ТТ; течение ПС в камере и сопле; тепловое, химическое, эрозионное взаимодействие ПС с конструкционными и теплозащитными материалами проточного тракта двигателя; погасание топлива (выгорание остатков) и опорожнение камеры сгорания. Должны и далее совершенствоваться разработанные для расчетов процессов в РДТТ многочисленные математические модели, аналитические и численные методы различного уровня сложности, вычислительные компьютерные программы и пакеты программ, основанные на результатах экспериментальных исследований и огневых стендовых испытаний натуральных двигателей, созданных к настоящему времени, проектируемых и разрабатываемых для будущего применения.

Обобщая и конкретизируя, можно сформулировать следующее:

1. Повышение энергетических характеристик  $J_{\text{уд}}$  = 260 – 290 с.

2. Уменьшение массы и габаритов РДТТ.

3. Разработка ТРТ с высокой скоростью горения  $u = \frac{dl}{dt} = 20 - 40 \frac{\text{мм}}{\text{с}}$ .

4. Уменьшение видимого факела РДТТ (исключение из состава ПС окислов металлов).

5. Отказ от токсичных топлив (например, с Be).

6. Возможность использования ТРТ в народном хозяйстве (например, селитры).

7. Полное изготовление РДТТ на территории России с использованием собственной сырьевой базы.

Дальнейший прогресс в разработке ЖРД предполагает: освоение новых типов высокоэффективных топлив (удельный импульс тяги  $J_{y0} = (0,85 - 0,9) J_{y0}^{\max}$ ).

Снижение стоимости, исключение токсичности, форсирование основных параметров ЖРД и РДТТ: повышение тяги, увеличение давлений в КС до 300 ати и более, повышение отношения  $p_k / p_a$  (если при  $p_k / p_a = 20 - 25$   $J_{y0} = (0,6 - 0,65) \cdot J_{y0}^{\max}$ , то при  $p_k / p_a = 2000 - 4000$   $J_{y0} = (0,8 - 0,85) \cdot J_{y0}^{\max}$ ), уменьшение удельной массы двигателя  $m / P$ .

Снижение заметности факела – ввод ингибиторов, которые обесцвечивают его заметность.

Снижение массы двигателя за счет: применения новых материалов (титан, магниевые сплавы, композиты и т.д.), новых технологий (ЭЛС, лазер, вакуумное литье) и т.д.

Перспективным направлением развития ЖРД и РДТТ считают формирование на их базе гибридных двигателей – дешевых, простых конструктивно и удобных в эксплуатации. В качестве примера может служить регулируемый ГРД высотной сверхзвуковой мишени НАСТ на жидком окислителе  $\text{HNO}_2$  (221 кг) и твердом горючем (65 кг), заряд которого представляет собой компаунд бутилкаучука и гранул плексигласа, отформованный в виде круглых пластин, прикрепленных к изоляции корпуса. Он имеет время работы до 300 с, диапазон тяги от 540 до 5400 Н, обеспечивает полет мишени НАСТ на высоте 10–30 км со скоростью 1–4 М, и при условии перезарядки может быть использован до 25 раз.

## 16. ОСОБЕННОСТИ ЖРД МТ

Двигатели малой тяги, в которых в качестве рабочего тела используются жидкие или газообразные химические вещества, были первоначально пневматическими, работающими на сжатых холодных или нагретых газах, затем стали использовать перекись водорода, имеющей нестабильность и недостаточный  $J_{y0}$ , поэтому в настоящее время применяют каталитические на гидразине, электротермические на гидразине, двухкомпонентные или газовые. Выбор того или иного типа зависит от назначения и вида ЛА, его массово-энергетических характеристик и конструкции, периода активного функционирования, способа ориентации и стабилизации, потребной тяги

двигателей, их рабочего и полетного ресурса и т.д. Краткие характеристики ЖРД МТ:

1. Каталитические гидразиновые ЖРД МТ (рис. 16.1):  $J_{\text{уд}} = 201-225 \text{ с}$ ,  $P_k = 0,05-275 \text{ кгс}$ , период функционирования – 4 года, ресурс 10–50 часов, до 200 тыс. включений.

2. Электролитические (рис. 16.2):  $J_{\text{уд}} = 320 \text{ с}$ ,  $P_k = 10-50 \text{ гс}$  (до 2,5кгс), ресурс – 200 часов, период функционирования до 10 лет, до 1 миллиона включений.

3. Двухкомпонентные ММГ (аэрозин-50) +  $\text{N}_2\text{O}_4$  (MON 0,3):  $J_{\text{уд}} = 300-312 \text{ с}$  ( $O/\Gamma = 1,6-1,65$ ),  $P_k = 0,1-150 \text{ кгс}$ , ресурс 200–280 часов, срок функционирования до 10 лет, до 1 млн. включений.

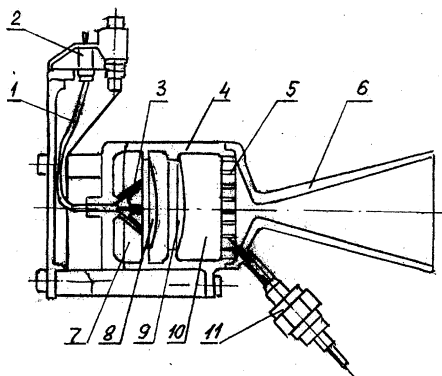


Рис. 16.1. Каталитический ЖРД МТ с фокусированными форсунками:  
1 – магистраль подачи гидразина; 2 – клапанный механизм; 3 – форсуночные трубки; 4 – корпус; 5 – опорная диафрагма каталитического пакета; 6 – сопло; 7 – слой мелкозернистого катализатора; 8, 9 – фиксирующие сетки каталитического пакета; 10 – слой крупнозернистого катализатора; 11 – датчик давления

Для ориентации по трем осям применяются каталитические многодвигательные установки, включающие баки с гидразином, клапанные механизмы, фильтры, двигатели и другие элементы. Для разложения гидразина применяется катализатор – активированная окись алюминия и иридий. Баки – титановые (алюминиевые), клапаны и другие элементы – нержавеющая сталь.

В электротермических – разогрев гидразина, а затем – самоподдерживающийся режим.

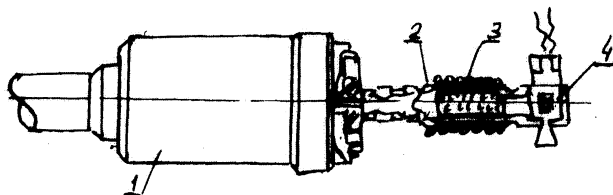


Рис. 16.2. Электронагревный гидразиновый ЖРД МТ:

1 – топливный клапан; 2 – камера термкаталитического разложения гидразина;  
3 – электронагреватель камеры; 4 – вихревая теплообменная камера со спиральным электронагревателем

В двухкомпонентных и более – как в ЖРД. Схема ориентации и стабилизации элемента ЛА с помощью ЖРД МТ, других двигателей малой тяги или газореактивных систем приведена на рис. 16.3.

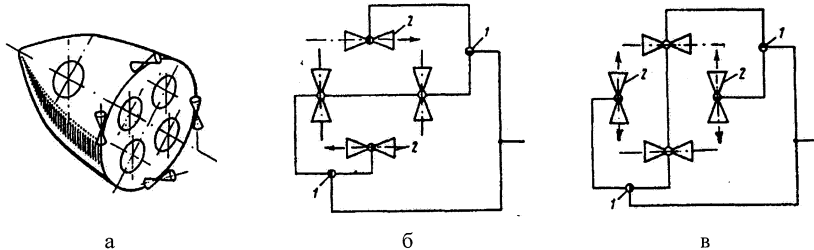


Рис. 16.3. Схема ориентации и стабилизации объекта ЛА с помощью газовых сопел:  
 а – схема установки газовых сопел; б – схема управления газовыми соплами по каналу крена;  
 в – схема управления газовыми соплами по каналам тангажа или рыскания

С помощью жидкостных микроракетных двигателей малой тяги или газовых сопел может осуществляться активная ориентация и стабилизация объектов ЛА или космических аппаратов. Тяга таких двигателей, очевидно, может создаваться за счет энергии горения не только жидкого или твердого топлива, разложения какого-либо вещества, либо газа и т.д. Такие системы нашли широкое применение из-за их способности создавать большие управляющие моменты, которыми можно парировать любые возмущающие моменты.

Особенно характерно описание проектирования и разработки ЖРД МТ для системы стабилизации, ориентации и обеспечения запуска (СООЗ) межорбитального буксира (МОБ) и индивидуальных ракетных ДУ. В данном случае подчеркивается, что двигатели малой тяги должны обеспечивать движение МОБ на траектории: ориентацию, стабилизацию, коррекцию скорости, проведение маневров и создание перегрузок с целью подачи топлива к маршевому двигателю без газовых включений в условиях невесомости. В качестве рабочих тел в системах, использующих сжатый газ, обычно применяется азот или гелий, находящиеся в баллонах под давлением 35 МПа. При давлении в камерах сопел порядка 0,07 МПа возникающий удельный импульс тяги составляет 70 с для азота и 170 с для гелия.

### Особенности расчета массы ЖРД МТ

Расчет массы ЖРД МТ обусловлен назначением, продолжительностью функционирования, требуемыми характеристиками по тяге, количеству включений, типу топлива, конструкции двигателя и т.д. Определяется количество необходимого для обеспечения всех эволюций рабочего тела, затем – емкость баков, система подачи и рассчитывается масса всех элементов. При этом управляющий момент определяется по формуле:

$$M = A p_k F_{kp} l \cos \alpha ,$$



где  $A$  – коэффициент, зависящий от показателя адиабаты;  $p_k$  – давление в камерах сопл;  $F_{кр}$  – площадь критического сечения сопл;  $l$  – длина плеча момента;  $\alpha$  – угол между направлением газового потока и перпендикуляром к плечу.

Требуемый запас топлива для обеспечения ориентируемого полета зависит от точности по угловой скорости  $\Delta\omega$  и точности по углу  $\Delta\varphi$ :

$$m_{opt} = \frac{J(\Delta\omega)^2 t}{P_{yo}} l \Delta\varphi,$$

где  $J$  – момент инерции КА;  $P_{yo}$  – удельный импульс тяги;  $l$  – плечо момента;  $t$  – время ориентируемого полета.

## 17. КОМБИНИРОВАННЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Наряду с поиском новых путей повышения характеристик жидкостных и твердотопливных двигателей, разработкой альтернативных систем (ядерных, электрических, лазерных, плазменных и т.д.) развивается направление по созданию комбинированных двигателей реактивных систем.

Комбинированными двигателями называются ракетные или реактивные двигатели, рабочий процесс которых основан на химическом взаимодействии твердого компонента топлива с компонентами, находящимися в других агрегатных состояниях.

Снятие ограничений по агрегатному состоянию компонентов расширяет возможности выбора топливных композиций и открывает перспективы разработки двигателей с более высокими энергетическими характеристиками, низкой стоимостью и лучшими эксплуатационными свойствами по сравнению с существующими и перспективными ЖРД и РДТТ. Исполнение комбинированных двигателей может различаться

### Классификация комбинированных двигателей

Наиболее общая классификация может быть основана на базе особенностей принципов построения таких двигателей и организации рабочих процессов (рис. 17.1).

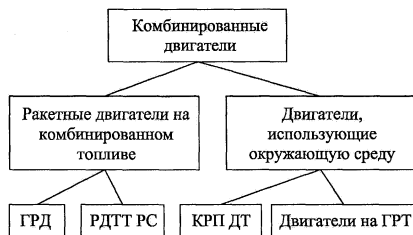


Рис. 17.1. Классификация комбинированных ракетных двигателей

К первой группе относят гибридные ракетные двигатели, все топливные компоненты которых располагаются на борту ракеты. Это двигатели, использующие твердо-жидкие топлива (рис. 17.2, 17.3) и РДТГ раздельного снаряжения, один из компонентов которых перед вступлением в процесс газифицируется (рис. 17.4).

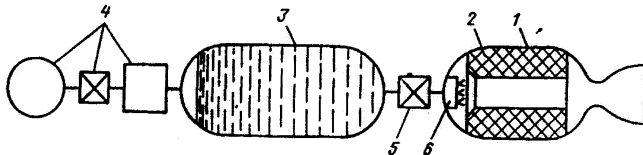


Рис. 17.2. Схема гибридного ракетного двигателя:

- 1 – камера сгорания; 2 – заряд твердого компонента топлива; 3 – топливный бак с жидким компонентом топлива; 4 – система вытеснения жидкого компонента в камеру сгорания; 5 – регулятор расхода; 6 – форсуночная головка

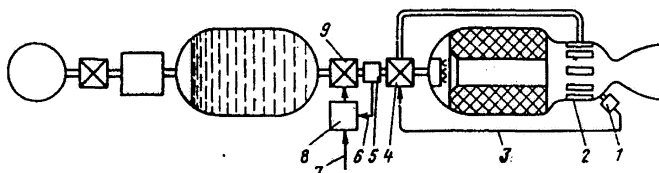


Рис. 17.3. Схема системы регулирования гибридного ракетного двигателя:

- 1 – датчик давления; 2 – камера дожигания; 3 – обратная связь системы регулирования расхода жидкого компонента топлива; 4 – регулятор расхода; 5 – датчик расхода жидкого компонента; 6 – обратная связь системы регулирования расхода жидкого компонента; 7 – управляющий сигнал; 8 – блок управления расходом; 9 – клапан управления расходом.

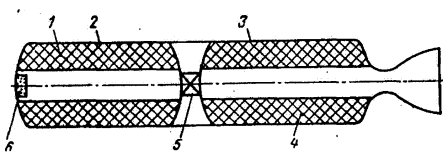


Рис. 17.4. Схема РДТГ раздельного снаряжения:

- 1 – заряд газогенератора; 2 – газогенератор; 3 – тяговая камера двигателя; 4 – заряд тяговой камеры; 5 – клапан-регулятор; 6 – воспламенитель.

Вторая группа – двигатели, использующие в качестве одного из компонентов топлива среду, окружающую ракету, комбинированные ракетно-прямоточные (рис. 17.5) и гидрореагирующие (рис. 17.6, 17.7) двигатели. В настоящее время наиболее привлекательны различные схемы ракетно-прямоточных двигателей, на основе которых могут быть разработаны низколетающие ЛА.

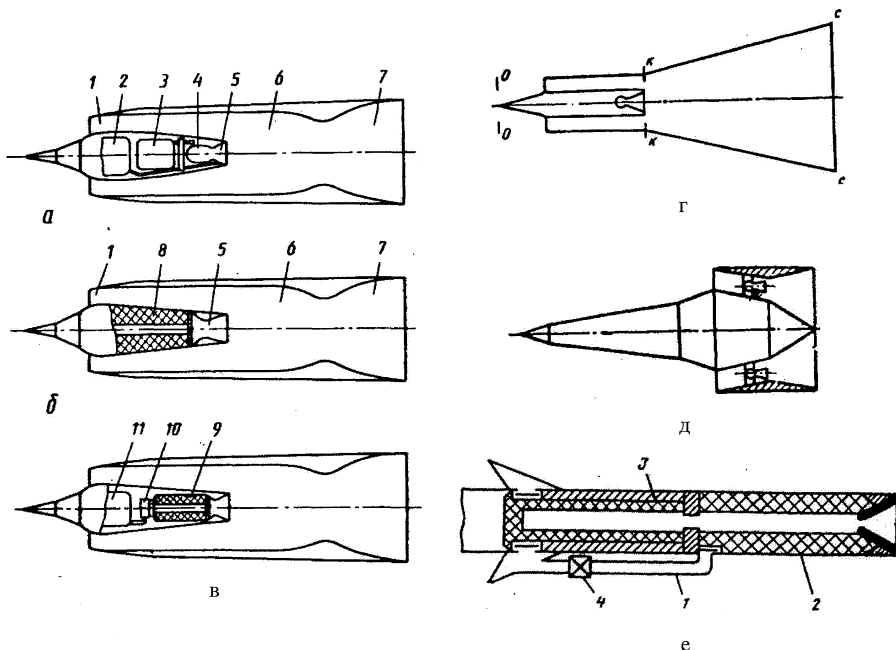


Рис. 17.5. Принципиальные схемы комбинированных ракетно-прямоточных двигателей:

- а – ракетно-прямоточный двигатель жидкого топлива (РПДЖТ): 1 – воздухозаборник; 2 – бак с окислителем; 3 – бак с горючим; 4 – газогенератор жидкого топлива; 5 – сопло газогенератора; 6 – камера смешения и сгорания; 7 – сопло;
- б – ракетно-прямоточный двигатель твердого топлива (РПДТТ): 8 – газогенератор твердого топлива;
- в – ракетно-прямоточный двигатель гибридного топлива (РПДГТ): 9 – газогенератор гибридного топлива; 10 – насос; 11 – бак жидкого компонента топлива;
- г – РПДТ с общим сопловым блоком;
- д – многокамерный комбинированный РПДЖТ;
- е – комбинированный РПДТТ двухконтурной схемы.

Если в классическом ПВРД давление на выходе из камеры сгорания определяется скоростным напором набегающего потока, эффективностью диффузора и потерями в камере сгорания, то в комбинированных ракетно-прямоточных двигателях к перечисленным факторам прибавляется эжектирующее действие истекающих продуктов сгорания ЖРД (рис. 17.5, а), РДТТ (рис. 17.5, б), гибридного (рис. 17.5, в) и других однокамерных или многокамерных (рис. 17.5, д) ракетных двигателей. Этот эффект улучшает характеристики двигателей особенно на небольших скоростях полета ( $M=0,5-1,5$ ) и более высокие удельные тяги при эксплуатационных.

Комбинированные реактивные двигатели на гидрореагирующих топливах (РДГРТ) применяются в качестве движителей подводных аппаратов, например,

торпед. В этих двигателях топливо вступает в экзотермическую реакцию с забортной водой как с окислителем. По способу создания тяги РДГРТ делят на двигатели совместного (рис. 17.6) и раздельного (рис. 17.7) истечения. При совместном истечении продукты сгорания топлива содержат избыточное количество забортной воды, подаваемой в камеру сгорания через подводящий трубопровод на слой воспламеняющего состава, затем на горящую поверхность заряда твердого топлива. Газообразные и конденсированные продукты сгорания истекают через диффузор, смешиваются с дополнительным количеством воды, истекают через сопло, создавая необходимую тягу. Двигатель раздельного истечения как водометный, в котором продукты сгорания с водой поступают на турбину, поэтому его эффективность выше, однако имеет недостатки: образование твердых осадков на лопатках турбины и кавитация винта, снижающие тягу.

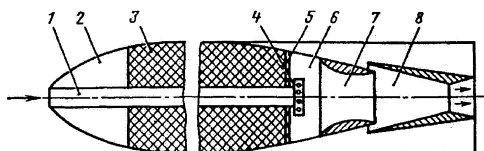


Рис. 17.6. Реактивный двигатель на гидреагирующих топливах совместного истечения:  
1 – подводящий трубопровод;  
2 – корпус торпеды; 3 – заряд твердого топлива; 4 – распылитель; 5 – слой воспламеняющего состава; 6 – камера сгорания; 7 – диффузор; 8 – сопло

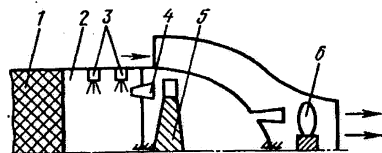


Рис. 17.7. Реактивный двигатель на ГРТ раздельного истечения:  
1 – заряд твердого топлива; 2 – камера сгорания; 3 – форсунка; 4 – сопло;  
5 – турбина; 6 – винт

Разработка комбинированных ДУ продиктована стремлением к наиболее полному удовлетворению всей совокупности современных требований к реактивным двигателям.

### Преимущества и недостатки

Мы знаем, что энергетические возможности ракеты определяются характеристической скоростью ракеты:  $V_{хар} = J_{уд} \ln \frac{M_0}{M_k}$ , т.е. увеличением удельного импульса  $J_{уд}$ , уменьшением массы конструкции  $M_k$  и увеличением запаса топлива, а  $J_{уд}$  зависит от  $RT$  и давления в КС. Давление в КС РДТТ – это масса конструкции, а конструкция ЖРД – сложна и дорога, поэтому отсюда следуют преимущества и недостатки ГРД.

Преимущества комбинированных двигателей:

- более высокие значения удельного импульса, чем у РДТТ, при большей простоте конструкции, чем у ЖРД;
- возможность оперативного регулирования тяги в широком диапазоне;
- высокая устойчивость рабочего процесса, слабая чувствительность к климатическим и технологическим факторам, а также к дефектам заряда твердого компонента топлива;
- низкая стоимость ряда компонентов топлива.

Недостатки комбинированных двигателей:

- меньшая полнота сгорания топлива, чем у РДТТ и ЖРД;
- неравномерность выгорания твердого компонента и образование агрессивно выгорающих остатков при окончании;
- сложность обеспечения необходимого соотношения компонентов для обеспечения высокого удельного импульса во всем диапазоне регулирования;
- низкие скорости горения большинства ТТ компонентов.

Рассмотрим некоторые аспекты комбинированных двигателей по приведенной классификации.

**Гибридные ракетные двигатели** составляют тип комбинированных ракетных двигателей на твердо-жидком топливе. Характеристики некоторых топлив приведены в табл. 13.1. В виду сложности процессов, определяющих скорость газификации твердого компонента, теория горения в ГРД позволяет только качественным образом объяснить степень влияния на неё различных факторов. Поэтому конкретные качественные зависимости для скорости газификации находят из эксперимента как функцию вида

$$u = a(\rho \omega)^v p_k^v \beta^c$$

где  $a$  – коэффициент, зависящий от природы топлива;  $\rho \omega$  – плотность потока продуктов сгорания;  $p_k$  – давление в камере сгорания;  $v, v, c$  – показатели степеней;  $\beta$  – расходный комплекс, указывающий влияние термодинамических характеристик продуктов сгорания.

Уравнение неразрывности  $\rho \omega = \frac{\dot{m}}{F_{кан}}$ ,

где  $\dot{m}$  – расход продуктов сгорания;  $F_{кан}$  – площадь сечения канала заряда.

Принимая  $\dot{m} = \dot{m}_{ж}$ , получаем:

$$u = a \left( \frac{m}{F_{кан}} \right)^v p_k^v \beta^c,$$

что обеспечивает полноту сгорания заряда  $\varphi_{сг} \approx 0,97 - 0,99$ .

### Расчет некоторых характеристик и проектных параметров ГРД

На стадии проектирования площадь проходного сечения канала заряда принимают постоянной, а расчетную скорость газификации – средней по длине:

$$u_{cp} = \frac{l}{L} \cdot \int_0^L u dl,$$

где  $L$  и  $l$  – соответственно полная и текущая длина заряда.

При этом приход продуктов сгорания в камере ГРД:

$$m_{\Sigma} = m_{жс} + m_T = m_{жс} + \rho_T L \prod_{\Gamma} u_{cp}.$$

С учетом того, что расход продуктов сгорания через сопло двигателя  $m_{\Sigma} = \frac{p_{\kappa} F_{*}}{\beta}$ , уравнение массового баланса в камере сгорания ГРД выражается:

$$m_{жс} + \rho_T L \prod_{\Gamma} u_{cp} = \frac{p_{\kappa} F_{*}}{\beta},$$

откуда безразмерный относительный расход твердого компонента равен:

$$\psi = \frac{m_T}{m_{\Sigma}} = a \left( \frac{m_{жс}}{F_{кан}} \right)^v p_{\kappa}^v \beta^{c+1} \frac{\rho_T L \prod_{\Gamma} u_{cp}}{p_{\kappa} F_{*}};$$

с учетом безразмерных параметров

$$\frac{F_{кан}}{F_{*}} = k_c; \quad m_{жс} = m_{\Sigma} (1 - \psi)$$

расчетная формула, связывающая давление в камере сгорания с соотношением расхода компонентов и геометрией заряда, принимает вид:

$$p_{\kappa} = \left[ \frac{\psi \beta_a \rho_m}{(1 - \psi)^v} k_c^{1-v} \right]^{\frac{1}{v+v-1}}.$$

Газодинамический перепад давления, не учитываемый в этой формуле, максимальный в начале работы двигателя, может быть определен с использованием таблиц газодинамических функций. При этом учитывают существенное различие термодинамических характеристик газа в головном и предсопловом объемах камеры сгорания ГРД. При проектировании заряда твердого компонента ГРД для уменьшения массы и габаритов двигателя стремятся возможно плотнее заполнить зарядом камеру сгорания. При этом, однако, необходимо учитывать влияние плотности заполнения сечения камеры зарядом:

$$\varepsilon = \frac{S_{T3}}{F_{KC}},$$

где  $F_{KC}$  и  $S_{T3}$  – площадь поперечного сечения камеры сгорания и начальная площадь торца заряда, на расход топлива и время работы ГРД.

Масса заряда твердого компонента:

$$M_T = \rho F_{KC} \varepsilon_0 L.$$

Для текущих значений параметров заряда

$$F_{KC} d \varepsilon = \prod_{\varepsilon} u dt,$$

где  $\varepsilon$  – текущий периметр газификации, а  $u = a \left[ \frac{m_{жс}}{F_{жс}} (1 - \varepsilon) \right] p_{жс}^{\nu} \beta$  – текущее значение скорости газификации.

Интегрированием текущих значений параметров заряда можно получить полное время работы ГРД и среднее значение тяги двигателя на стационарном режиме работы:

$$\tau = \frac{F_{жс}}{a} \frac{\int (1 - \varepsilon) dt}{\prod_{\varepsilon} m p}$$

Для более широкого внедрения ГРД в ракетную технику необходимо решение ряда проблем, таких как:

- разработка твердых компонентов с высокими скоростями газификации;
- обеспечение одновременности и полноты сгорания топлив ГРД;
- развертывание производства высокоэффективных твердых компонентов.

### **Ракетные двигатели твердого топлива раздельного снаряжения (РДТТ РС)**

РДТТ РС имеет ряд преимуществ по сравнению с классическими РДТТ:

– возможность существенного повышения удельного импульса, т.к. при этом снижаются технологические и прочностные ограничения к заряду, не позволяющие использовать стехиометрические соотношения горючего и окислителя;

– возможность использования в топливных компонентах веществ, на основе которых нельзя разработать унитарные топлива из-за химической нестабильности, а также вследствие несовместимости входящих в эти топлива веществ;

– возможность эффективного регулирования тяги путем управления расходом газогенератора, продукты сгорания которого имеют температуру значительно ниже, чем продукты сгорания РДТТ, т.к. при работе РДТТ РС один из компонентов, обычно, горючее, газифицируется в камере газогенератора. В качестве компонентов топлива могут быть использованы твердые горючие и твердые окислители, некоторые пары которых приведены в табл. 13.2. Одной из трудностей, препятствующих внедрению РДТТ РС в ракетную технику является сложность разработки стойких при хранении и отвечающих требованиям эксплуатации зарядов твердых окислителей.

### **Комбинированные ракетно-прямоточные воздушно-реактивные двигатели**

Хотя принципы построения прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) известны достаточно давно, широкое применение и интенсивная разработка связаны с появлением жидкостных и твердотопливных комбинированных прямоточных и ракетно-прямоточных двигателей, особенно твердого топлива. Твердотопливные комбинированные или малообъемные ПВРД

(КПВРДТ) или РПД (КРПДТ) представляют собой органическое сочетание в единой конструктивной схеме стартового РДТТ и маршевого твердотопливного прямоточного или ракетно-прямоточного реактивного двигателя. Объединение в одной двигательной установке РДТТ и ПВРД позволяет обеспечить самостоятельный старт ракеты с ПВРД и выведение её на маршевый режим полета, а также получить устойчивый процесс работы и максимальный удельный импульс маршевого ПВРД. Такая высокоэнергетическая комбинированная двигательная установка, отличающаяся простотой конструкции, высокой надежностью, низкой стоимостью и компактностью размещения на ракете, превосходит по своей эффективности другие типы двигателей применительно к ракетам с большими дальностью и скоростью полета, потребность в которых возникла вследствие необходимости развития средств защиты от ракетного оружия.

## 18. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О ЯДЕРНЫХ И ДРУГИХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

Известно, что рабочие характеристики тепловых ракетных двигателей на химических топливах не безграничны, они лимитируются с одной стороны сравнительно малой энергией химических связей, и относительно высоким молекулярным весом продуктов сгорания. Поэтому ведутся интенсивные поиски альтернативных источников энергии для применения в ракетных двигателях, одним из которых является ядерная энергия или энергия взрыва.

**В ядерных** источниках тепла с высокими плотностями энергии эти возможности ограничиваются лишь умением отводить выделяющуюся тепловую энергию. Кроме этого появляется свобода в выборе рабочего тела. Совокупность этих двух преимуществ делает ядерные двигатели главным соперником химических и, особенно, в космических ЛА, т.к. высокий удельный импульс и высокая плотность энергосодержания топлива делают ядерные двигатели весьма перспективными для космических ДУ. Некоторые варианты конструктивного исполнения и схемы (рис. 18.3) мы рассматривали по курсу “Основы устройства и конструкции ЛА”, такие как ядерный двигатель с теплопередачей к рабочему телу (рис. 18.4), ядерный двигатель, выбрасывающий вместе с рабочим телом ядерное топливо (рис. 18.5, 18.6), ядерная ракета, использующая атомную бомбу (рис. 18.7), среди которых наиболее продвинут ЯРД с теплопередачей к рабочему телу.



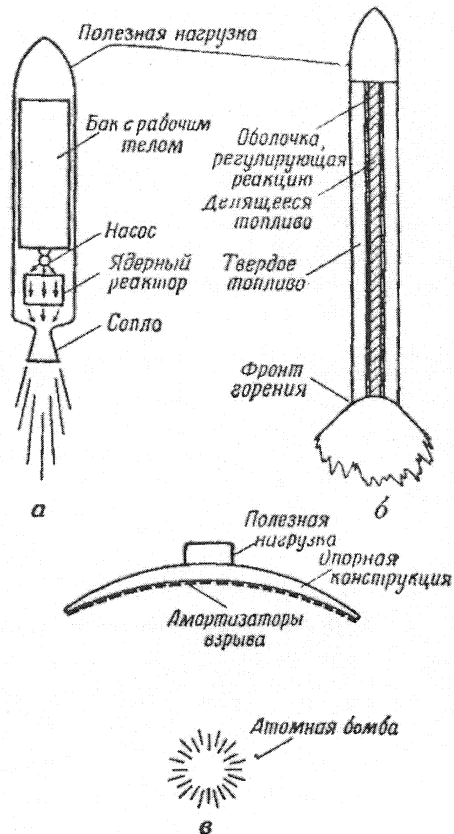


Рис. 18.3. Возможные схемы реализации ЯРД:

а – ЯРД с теплопередачей к рабочему телу; б – ЯРД, выбрасывающий вместе с рабочим телом ядерное топливо; в – ЯРД на основе взрыва ядерного устройства

Ядерный ракетный двигатель с теплопередачей к рабочему телу представляет собой не более чем активную зону ядерного реактора, через которую пропускается рабочее тело, подвергающееся при этом нагреву.

Ядерный двигатель, выбрасывающий вместе с рабочим телом ядерное топливо, смотрится уже как ядерная ракета. Здесь реакция деления протекает в самом рабочем теле, и нерасщепленное топливо, как и продукты нагрева рабочего тела и продукты расщепления выбрасываются из двигателя. По своему принципу этот тип ЯРД является промежуточным между ЯРД с теплопередачей к рабочему телу и ЯРД на основе применения взрыва ядерного устройства. ЯРД каждого из этих типов в принципе может быть использован в качестве силовой установки космического аппарата соответствующего назначения.

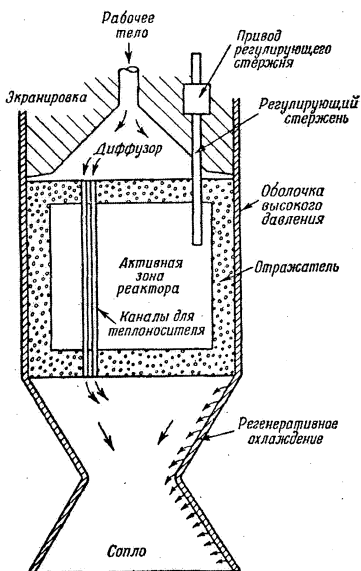


Рис. 18.4. Схема ядерного двигателя с передачей тепла ядерного реактора к рабочему телу

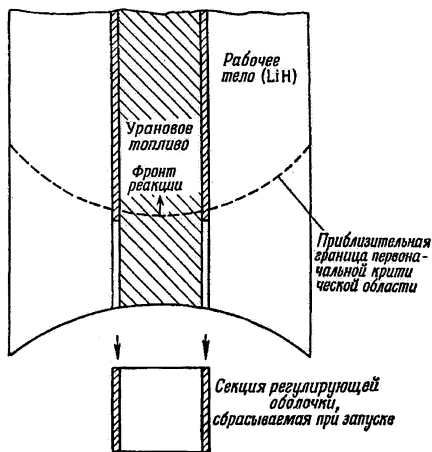


Рис. 18.5. Схема ядерного двигателя на твердом топливе, выбрасывающего вместе с рабочим телом ядерное топливо

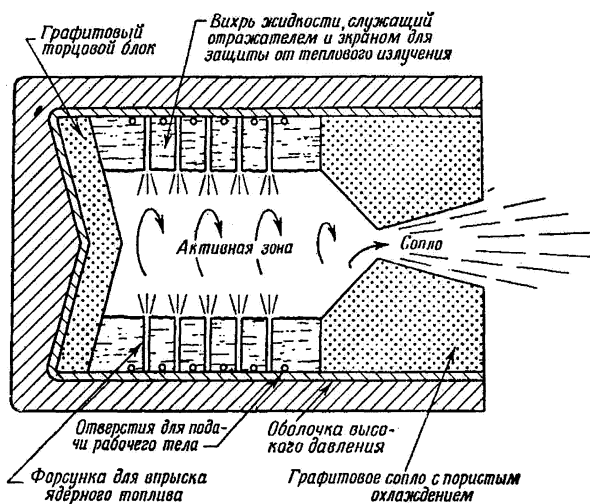


Рис. 18.6. Схема ядерного двигателя с газообразной активной зоной, выбрасывающего вместе с рабочим телом ядерное топливо

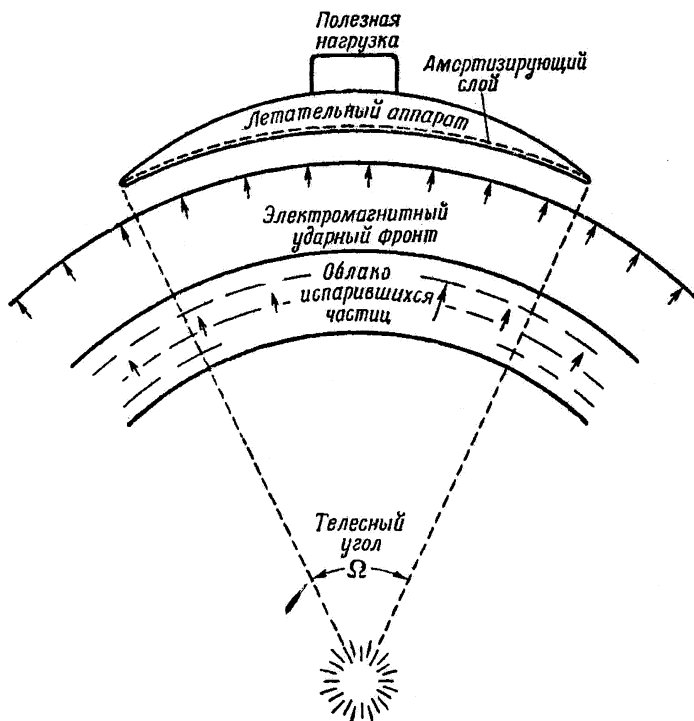


Рис. 18.7. Схема ЯРД, основанного на использовании микровзрывов ядерных устройств

Более подробно о конструкции ядерных ракетных двигателей, разрабатываемых в настоящее время отечественными и зарубежными предприятиями можно посмотреть в кн. "Системы аэрокосмических аппаратов" стр.653–658.

**Альтернативными ракетными двигателями** могут быть детонационные, термоядерные, плазменные, электрические – в том числе: ионные, ускорители плазмы, фотонные и т.д., двигательные системы, использующие естественные силовые поля ...

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, показано, что двигательные системы летательных аппаратов, в том числе, ракет, должны включать в себя тягосоздающие устройства (двигатели), источники энергии (топлива) и конструкции их объединяющие.

Двигатели и топлива для каждого вида летательных аппаратов весьма своеобразны. Настоящее пособие посвящено ракетным двигателям, поскольку программа кафедры предусматривает преимущественно изучение двигательных систем ракетной техники. Опыт разработки таких систем показывает, что источник энергии решающим образом влияет на характеристики двигательной системы. Получение и эффективное использование энергии ракетных топлив является главной задачей исследований, разработки и применения ракетных двигателей. Поэтому в настоящем пособии приведены энергетические характеристики некоторых жидких и твердых ракетных топлив, процессов горения, а также устройства, в которых эти топлива должны сгорать, отдавая свою энергию ракете. Приведены основополагающие аспекты и конструктивные схемы исполнения воздушно-реактивных, твердотопливных, жидкостных, комбинированных и других ракетных двигателей. Показаны некоторые особенности расчета их систем. Приведены конструктивные схемы устройства различных узлов.

В целом пособие дает представление о двигательных установках и энергосистемах ракет в соответствии с программой.

## **ПЕРЕЧЕНЬ ВОПРОСОВ ДЛЯ САМОКОНТРОЛЯ УСВОЕНИЯ ДИСЦИПЛИНЫ**

1. Классификация реактивных двигателей.
2. Баллистические топлива.
3. Расчет размеров и параметров камеры ЖРД.
4. Основные уравнения ракетодинамики.
5. Смесевые топлива.
6. Расчет массы ЖРД.
7. Основные параметры ракетного двигателя.
8. Формы топливных зарядов и их геометрические параметры.
9. Камера ЖРД.
10. Основные понятия о теории горения.
11. Расчет щелевого заряда.
12. ДУ на основе ЖРД, системы и элементы.
13. Волны горения и детонация.
14. Расчет массовых характеристик РДТТ.
15. ДУ с ядерным ракетным двигателем.
16. Диаграмма работы двигателя.
17. Расчет энергетических характеристик РДТТ.
18. Комбинированные ПВРД.
19. Классификация комбинированных двигателей.
20. Особенности выбора давлений в камере сгорания и на срезе сопла РДТТ.
21. Форсунки ЖРД.
22. Расчет потерь удельного импульса тяги в соплах РДТТ.
23. Основные параметры ЖРД.
24. Гибридный ракетный двигатель.
25. Топлива ЖРД.
26. Логика выбора проектных параметров РДТТ.
27. Схема прямого реактивного двигателя.
28. Расчет геометрии сопла РДТТ.
29. Способы запуска ЖРД.
30. Ракетные двигатели твердого топлива раздельного снаряжения.
31. Расчет массы топлива для ракет с ЖРД.
32. Конструкционные материалы для РДТТ.
33. Особенности ЖРД МТ.
34. Расчет массовых характеристик ЖРД МТ.
35. Показатель энергоэффективности ракетных топлив.
36. Основные тенденции развития РДТТ.
37. Расчет центробежной форсунки.
38. ДУ замкнутой (закрытой) схемы.
39. Формула для расчета пустотной тяги.

40. Расчет струйной форсунки.
41. Расчет плотности для жидких и твердых топлив.
42. Основные тенденции развития ЖРД.
43. Элементы автоматики ЖРД.
44. Основные уравнения ракетодинамики.
45. Насосные системы подачи.
46. Выбор давлений в камере сгорания и на срезе сопла ЖРД.
47. Расчет геометрии камеры и сопла ЖРД.
48. Система подачи жидкого топлива с аккумулятором давления газа.
49. Охлаждение ЖРД.
50. Устройство и основные параметры центробежного насоса.
51. Потери в прямоточном двигателе.

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

### Рекомендованный

1. Абугов, Д.И. Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива / Д.И. Абугов, В.М. Бобылев. – М.: Машиностроение, 1987. – 272 с.
2. Бонни, Э.А. Аэродинамика / Э.А. Бонни. – М.: Физматгиз, 1960. – 672 с.
3. Проектирование и испытания баллистических ракет / под ред. В.И. Варфоломеева и М.И. Копытова. – М.: Воениздат, 1970. – 391 с.
4. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей / под ред. В.М. Кудрявцева. – М.: “Высшая школа”, 1975. – 656 с.
5. Добровольский, М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования / М.В. Добровольский. – М.: Машиностроение, 1968. – 396 с.
6. Разумеев, В.Ф. Основы проектирования баллистических ракет на твердом топливе / В.Ф. Разумеев, Б.К. Ковалев. – М.: Машиностроение, 1976. – 356 с.
7. Вольдин, В.А. Конструкция и проектирование ракетных двигателей / В.А. Вольдин, Ю.Н. Каченко. – М.: Машиностроение, 1984.
8. Москаленко, Г.М. Инженерные методы проектирования в ракетодинамике / Г.М. Москаленко. – М.: Машиностроение, 1974. – 392 с.
9. Феодосьев, В.И. Основы техники ракетного полета / В.И. Феодосьев. – М.: Наука, 1981. – 495 с.
10. Фахрутдинов, И.Х. Ракетные двигатели твердого топлива / И.Х. Фахрутдинов. – М.: Машиностроение, 1981.

### Дополнительный

1. Абугов, Д.И. Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива / Д.И. Абугов, В.М. Бобылев. – М.: Машиностроение, 1987. – 272 с.
2. Авдучевский, В.С. Космическая индустрия / В.С. Авдучевский, Г.Р. Успенский. – М.: Машиностроение, 1989. – 568 с.
3. Алемасов, В.Е. Теория ракетных двигателей / В.Е. Алемасов. – М.: Машиностроение, 1980. – 614 с.
4. Алемасов, В.Е. Теория ракетных двигателей / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалин, А.П. Тишин. – 3-е изд. – М.: Машиностроение, 1980. – 533 с.
5. Алемасов, В.Е. Теория ракетных двигателей / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалин, А.П. Тишин; под ред. В.П. Глушко. – М.: Машиностроение, 1989. – 464 с.
6. Алиев, А.В. Внутренняя баллистика РДТТ / А.В. Алиев, Г.Н. Амарантов, В.Ф. Ахмадиев и др.; под ред. А.М. Липанова и Ю.М. Милёхина. – М.: Машиностроение, 2007. – 504 с.
7. Алешков, М.Н. Физические основы ракетного оружия / М.Н. Алешков, И.И. Жуков. – М.: Воениздат, 1965. – 464 с.
8. Баррер, М. Ракетные двигатели / М. Баррер, А. Жомотт, Б.Ф. Вебек (пер. с англ.). – М.: Оборонгиз, 1962. – 799 с.

9. Беляев, Н.М. Системы наддува топливных баков ракет / Н.М. Беляев. – М.: Машиностроение, 1976. – 336 с.
10. Беляев, Н.М. Расчет и проектирование реактивных систем управления КЛА / Н.М. Беляев. – М.: Машиностроение, 1974. – 281 с.
11. Беляев, Н.М. Реактивные системы управления космических летательных аппаратов / Н.М. Беляев, Н.П. Белик, Е.И. Уваров. – М.: Машиностроение, 1979. – 232 с.
12. Беляев, Н.М. Расчет и проектирование реактивных систем управления космических летательных аппаратов / Н.М. Беляев, Е.И. Уваров. – М.: Машиностроение, 1974. – 199 с.
13. Бессерер, К.У. Инженерный справочник по управляемым снарядам / К.У. Бессерер. – М.: Воениздат, 1962. – 624 с.
14. Варфоломеев, В.И. Проектирование и испытания баллистических ракет / В.И. Варфоломеев, М.И. Копытов. – М.: Машиностроение, 1970.
15. Веницкий, А.М. Ракетные двигатели на твердом топливе / А.М. Веницкий. – М.: Машиностроение, 1973. – 348 с.
16. Волков, Е.Б. Ракетные двигатели на комбинированном топливе / Е.Б. Волков. – М.: Машиностроение, 1973. – 156 с.
17. Волков, Е.Б. Жидкостные ракетные двигатели / Е.Б. Волков, Л.Б. Головкин, Т.А. Сырицин. – М.: Воениздат, 1970. – 590 с.
18. Волков, Е.Б. Статика и динамика ракетных двигательных установок / Е.Б. Волков, Т.А. Сырицин, Г.Ю. Мазинг. – М.: Машиностроение, 1980. – Кн. I, II. – 540 с.
19. Вольдин, В.А. Конструкция и проектирование ракетных двигателей / В.А. Вольдин, Ю.Н. Ткаченко. – М.: Машиностроение, 1984.
20. Вспомогательные системы ракетно-космической техники / под ред. проф. И.В. Тишунина; пер. с англ. – М.: Изд-во «Мир», 1970. – 400 с.
21. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива / под ред. А.С. Коротева. – М.: Машиностроение, 2004. – 511 с.
22. Гахун, Г.Г. Конструкция и проектирование ЖРД.: Учебник для ВТУЗов. / Г.Г. Гахун. – М.: Машиностроение, 1989.
23. Гликман, Б.Ф. Автоматическое регулирование жидкостных ракетных двигателей / Б.Ф. Гликман. – М.: Машиностроение, 1974. – 396 с.
24. Глушко, В.П. Развитие ракетостроения и космонавтики в СССР / В.П. Глушко. – М.: Изд-во АПН, 1973. – 56 с.
25. Головкин, Л.Г. Гибридные ракетные двигатели / Л.Г. Головкин. – М.: Воениздат, 1976. – 168 с.
26. Григорьев, А.И. Твердые ракетные топлива / А.И. Григорьев. – М.: «Химия», 1969. – 116 с.
27. Гуцин, В.Н. Проектирование твердотопливных наполнителей: учебное пособие / В.Н. Гуцин. – М.: Изд-во МАИ, 1992. – 46 с.
28. Двигательные установки ракет на жидком топливе / под ред. Э.Ринг. – М.: Мир, 1966. – 402 с.



29. Добровольский, М.В. Жидкостные ракетные двигатели / М.В. Добровольский. – М.: Машиностроение, 1968. – 402 с.
30. Добровольский, М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования / М.В. Добровольский. – М.: Машиностроение, 1968. – 396 с.
31. Добровольский, М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: учебник для студентов ВУЗов / М.В. Добровольский. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. – 488 с.
32. Дюнзе, М.Ф. Ракетные двигатели твердого топлива для космических систем / М.Ф. Дюнзе, В.Г. Жимолохин. – М.: Машиностроение, 1982. – 260 с.
33. Ерохин, Б.Т. Теоретические основы проектирования РДТТ / Б.Т. Ерохин. – М.: Машиностроение, 1982. – 206 с.
34. Ерохин, Б.Т. Нестационарные и квазистационарные режимы работы РДТТ / Б.Т. Ерохин, А.М. Липанов. – М.: Машиностроение, 1977. – 200 с.
35. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги космических летательных аппаратов: Обзор – Б. М., 1982.
36. Зезин, В.Г. Регулируемые твердотопливные двигательные установки / В.Г. Зезин, В.И. Петренко, В.Л. Попов и др. – Уфа: Даурия, 1996. – 206 с.
37. Калинин, В.В. Нестационарные процессы и методы проектирования РДТТ / В.В. Калинин, Ю.Н. Ковалев, А.М. Липанов. – М.: Машиностроение, 1986. – 216 с.
38. Кокорин, В.В. Комплексная оптимизация двигательных установок систем управления / В.В. Кокорин, Н.Б. Рутовский, Е.В. Соловьев. – М.: Машиностроение, 1973. – 184 с.
39. Конструкция и отработка РДТТ / под ред. А.М. Винницкого. – М.: Машиностроение, 1980. – 239 с.
40. Конструкция ракетных двигателей на твердом топливе / под ред. чл.-корр. РАН д-ра техн. наук проф. Л.Н. Лаврова. – М.: Машиностроение, 1993. – 215 с.
41. Липанов, А.М. Проектирование ракетных двигателей твердого топлива / А.М. Липанов, А.В. Алиев. – М.: Машиностроение, 1995. – 400 с.
42. Маркелов, В.В., Куденцов В.Ю., Яковлев А.Б. Основы проектирования пневмогидравлических систем жидкостных ракетных двигательных установок: Учебное пособие / В.В. Маркелов, В.Ю. Куденцов, А.Б. Яковлев. – Омск.: Изд-во ОмГТУ. 2003.-120 с.
43. Мелькумов, Т.М. Ракетные двигатели / Т.М. Мелькумов. – М.: Машиностроение, 1976. – 399 с.
44. Москаленко Г.М. Инженерные методы проектирования в ракетодинамике / Г.М. Москаленко. – М.: Машиностроение, 1974. – 392 с.
45. Низкотемпературные газогенераторы на твердом топливе / под ред. акад. А.М. Липанова. – Ижевск, 2006. – 233 с.
46. Новожилов, Б.В. Нестационарное горение твердых ракетных топлив / Б.В. Новожилов. – М.: Наука, 1973. – 176 с.
47. Орлов, Б.В. Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе / Б.В. Орлов, Г.Ю. Мазинг. – М.: Машиностроение, 1979. – 392 с.

48. Основы теории и расчета ЖРД / под ред. В.М. Кудрявцева. – М.: Высшая школа, 1975. – 656 с.
49. Основы теории и расчета ЖРД / под ред. В.М. Кудрявцева. – М.: Машиностроение, 1983. – 703 с.
50. Паушкин Я.М. Жидкие и твердые ракетные топлива / Я.М. Паушкин. – М.: Наука, 1978. – 372 с.
51. Петренко, С.А. Системы аэрокосмических аппаратов: Учебное пособие / С.А. Петренко, А.Г. Гимадиев, А.Н. Нечаев. – Самара: ВКБ РКК «Энергия», СГАУ, 1999. – 700 с.
52. Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями / под ред. акад. В.Н. Челомея. – М.: Машиностроение, 1978. – 240 с.
53. Полухин, Д.А. Оработка пневмогидросистем двигательных установок ракет-носителей и космических аппаратов с ЖРД / Д.А. Полухин, В.М. Орещенко, В.А. Морозов. – М.: Машиностроение, 1987. – 248 с.
54. Разумеев, В.Ф. Основы проектирования баллистических ракет на твердом топливе / В.Ф. Разумеев, Б.К. Ковалев. – М.: Машиностроение, 1976. – 356 с.
55. Райзберг, Б.А. Основы теории рабочих процессов в реактивных системах на твердом топливе / Б.А. Райзберг, Б.Т. Ерохин, К.П. Самсонов. – М.: Машиностроение, 1975.-523 с.
56. Ракетные двигатели – М.: Машиностроение, 1976. – 398 с.
57. Ракетные двигатели на гибридном топливе. Вып. 1. Обзор иностранной литературы, № 13 – ГОНТИ-8, 1969. – 84 с.
58. Ракетные двигатели малой тяги. Обзор иностранной литературы, № 28 – Гонти-8. 1973. – 124 с.
59. Сапожников, В.М. Монтаж и испытания гидравлических и пневматических систем на летательных аппаратах / В.М. Сапожников. – М.: Машиностроение, 1979. – 256 с.
60. Сарнер, С. Химия ракетных топлив / С. Сарнер. – М.: Мир, 1969. – 488 с.
61. Сиярев, Г.Б. Жидкостные ракетные двигатели / Г.Б. Сиярев, М.В. Добровольский. – 2-е изд. – М.: Оборонгиз, 1957. – 212 с.
62. Соркин, Р.Е. Теория внутрикамерных процессов в ракетных системах на твердом топливе / Р.Е. Соркин. – М.: Наука, 1983. – 288 с.
63. Старостенко, В.Г. Пневмогидравлические системы энергоустановок / В.Г. Старостенко. – Миасс.: ФГУП «ГРЦ «КБ им. академика В.П. Макеева», 2006. – 259 с.
64. Тимнат, И. Ракетные двигатели на химическом топливе / И. Тимнат (пер. с англ. В.А. Вебера и С.М. Фролова). – М.: Мир, 1990. – 294 с.
65. Фахрутдинов, И.Х. Ракетные двигатели твердого топлива / И.Х. Фахрутдинов; под ред. В.Е. Алемасова. – М.: Машиностроение, 1981. – 233 с.
66. Фахрутдинов, И.Х. Конструкции и проектирование РДТТ / И.Х. Фахрутдинов, А.В. Котельников. – М.: Машиностроение, 1987. – 328 с.

67. Шапиро, Я.М. Теория ракетного двигателя на твердом топливе / Я.М. Шапиро, Г.Ю. Мазинг, Н.Е. Прудников. – М.: Воениздат, 1966. – 256 с.

68. Эдельман, А.И. Топливные клапаны жидкостных ракетных двигателей / А.И. Эдельман. – М.: Машиностроение, 1970. – 242 с.

Валентин Анатольевич Зорин,  
Сергей Филиппович Молчанов

ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ  
И ЭНЕРГОСИСТЕМЫ РАКЕТ

Учебное пособие

Техн. редактор А.В. Миних

Издательский центр Южно-Уральского государственного университета

---

Подписано в печать 26.03.2010. Формат 60×84 1/16. Печать цифровая.  
Усл. печ. л. 7,90. Тираж 50 экз. Заказ 168/269. Цена С.

---

Отпечатано в типографии Издательского центра ЮУрГУ.  
454080, г. Челябинск, пр. им. В.И. Ленина, 76.