

# УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ, ИНДЕКСЫ И СОКРАЩЕНИЯ

## УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

$t$ — время	$t$
$T$ — температура	$T$
$p$ — давление	$p$
$R$ — универсальная газовая постоянная	$R$
$H$ — высота; удельная энталпия	$H$
$D$ — внешний диаметр	$D$
$d$ — внутренний диаметр	$d$
$V$ — объем	$V$
$F$ — площадь поперечного сечения; функция распределения	$F$
$\rho$ — плотность	$\rho$
$S$ — площадь поверхности; среднеквадратичное отклонение	$S$
$\Phi$ — функция	$\Phi$
$F(e)$ — функция формы	$F(e)$
$F'(e)$ — производная функции формы; плотность распределения	$F'(e)$
$e$ — безразмерная толщина горевшего свода	$e$
$k$ — показатель изоэнтропы	$k$
$\beta$ — расходный комплекс	$\beta$
$I_{уд}$ — удельный импульс тяги	$I_{уд}$
$\omega$ — масса заряда ТТ, ВС	$\omega$
$v$ — скорость	$v$
$u_1$ — единичная скорость горения	$u_1$
$u$ — линейная скорость горения	$u$
$u_0, v$ — коэффициенты в степенном законе горения; кинематическая вязкость	$u_0, v$
$\Pi$ — секундный массовый приход	$\Pi$
$G$ — секундный массовый расход	$G$
$h = \pi d$ — смоченный периметр поперечного сечения канала	$h = \pi d$
$P$ — сила тяги; показатель надежности	$P$
$Q$ — тепловой эффект реакции	$Q$
$a$ — скорость звука; коэффициент температуропроводности	$a$
$c$ — удельная теплоемкость	$c$
$C$ — стоимость	$C$
$C$ — коэффициент сопротивления	$C$
$\tau$ — напряжение трения; интервал времени	$\tau$
$L, l$ — характерная длина, контур участка поверхности	$L, l$

- $\alpha$  — коэффициент теплоотдачи, теплопередачи  
 $K$  — константы химического равновесия; предэкспоненциальный множитель  
 $q$  — удельный тепловой поток  
 $A$  — коэффициент истечения из сопла, термический эквивалент работы  
 $B$  — термохимический коэффициент, характеризующий зависимость скорости горения от начальной температуры  
 $C_p$  — теплоемкость при постоянном давлении  
 $C_V$  — теплоемкость при постоянном объеме  
 $D(x)$  — дисперсия случайной величины  $x$   
 $g$  — массовая доля компонентов смеси; ускорение силы тяжести  
 $E$  — удельная внутренняя энергия; модуль упругости; энергия активации  
 $M$  — общие массы энергосистемы и заряда твердого топлива  
 $M$  — число Маха  
 $K_v$  — коэффициент турбулентного горения заряда твердого топлива  
 $V_n$  — пороговая скорость турбулентного горения  
 $x$  — продольная координата  
 $Pe$  — число Пекле  
 $Pr$  — число Прандтля  
 $Re$  — число Рейнольдса  
 $Stk$  — число Стокса  
 $Sh$  — число Шервуда  
 $Le$  — число Льюиса — Семенова  
 $\Gamma$  — функция показателя изоэнтропы,  $\Gamma = \sqrt{k} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}$   
 $\xi$  — коэффициент гидродинамических потерь  
 $\lambda$  — коэффициент скорости потока (приведенная скорость потока); коэффициент теплопроводности  
 $\mu$  — динамическая вязкость продуктов горения; коэффициент Пуассона; молекулярная масса  
 $\phi$  — коэффициент потерь удельного импульса тяги  
 $\Phi_p$  — коэффициент расхода через сопло, отнесенный к давлению торможения в предсопловом объеме  
 $\Phi_k$  — средний по объему и времени коэффициент теплопотерь за счет неравновесности продуктов горения, неполноты сгорания и неадиабатности процесса  
 $\varepsilon$  — коэффициент турбулентного горения; степень расширения газа в сопловом аппарате  
 $n$  — отношение удельных теплоемкостей  
 $S^\circ$  — стандартная мольная энтропия  
 $\Psi$  — функция тока  
 $Z$  — массовая доля вещества в конденсированной фазе  
 $\delta_i$  — единичная дельта функции  
 $q_V$  — интенсивность объемного тепловыделения  
 $f$  — функция распределения конденсированных частиц по размерам  
 $f_{rp}$  — граничная функция распределения конденсированных частиц по размерам  
 $W$  — нормальная составляющая скорости продуктов горения у поверхности горения ТТ; скорость вспрыска  
 $D_i^T$  — коэффициент термодиффузии  
 $D_i^P$  — коэффициент бародиффузии  
 $K_p$  — бародиффузионное отношение  
 $D_{ij}$  — коэффициент диффузии многокомпонентной смеси  
 $\sigma_{\alpha\beta}$  — тензор вязких напряжений

## ИНДЕКСЫ

0 — исходное или граничное значение величины  
\* — характерное, например, оптимальное значение величины; критические условия  
*i, j, k* — *i*-й, *j*-й, *k*-й член суммы, последовательности  
э — экспериментальное значение величины  
min — минимальное значение величины  
max — максимальное значение величины  
в — воспламенительное устройство  
атм — атмосфера  
д — двигатель  
з — заглушка  
к — корпус; параметры газовой компоненты — кислорода  
п — пустота; поверхность  
кр — критическое сечение  
уд — удельный  
ид — идеальный  
с — сопло  
а — выходное сечение сопла  
ср — среднее значение величины  
о — входное сечение канала  
ж — жидкость  
ч — частицы конденсированной фазы  
м — характеризует параметры ансамбля частиц металла  
s — параметры ансамбля частиц оксида металла  
т — параметры топлива  
см — параметры смеси  
г — параметры газовой фазы

## СОКРАЩЕНИЯ

ДУ — двигательная установка  
РДТТ — ракетный двигатель на твердом топливе  
ТТ — твердое топливо  
ЛА — летательный аппарат  
КС — камера сгорания  
КПД — коэффициент полезного действия  
ПВРД — прямоточный воздушно-реактивный двигатель  
РПВРД — ракетно-прямоточный воздушно-реактивный двигатель  
ГРД — гибридный ракетный двигатель  
ВВ — взрывчатое вещество  
ВС — воспламенительный состав  
ВУ — воспламенительное устройство  
УПЗ — усилительно-передаточный заряд  
ИУ — инициирующее устройство  
ОСИ — огневые стендовые испытания  
НИР — научно-исследовательские работы  
ОКР — опытно-конструкторские работы  
ТЗ — техническое задание  
КЗДП — крупнозернистый дымный порох  
ТЗП — теплозащитное покрытие  
ДРП — дымно-ружейный порох  
ПВП — параметры внутрикамерных процессов  
К-фаза — конденсированная фаза

# ВВЕДЕНИЕ

**Ф**ункционирование энергетической системы (ракетного двигателя) базируется на преобразовании энергии. Энергия как мера движения всегда проявляется в качественно своеобразном виде, соответствующем данной форме движения, их взаимной превращаемости и неразрушимости движения как свойства материи. Передача энергии может осуществляться двумя способами — посредством теплообмена между телами или посредством совершения работы. Теплота и работа не являются видами энергии, а представляют собой два способа передачи ее и, следовательно, могут проявляться только в процессе передачи теплоты или работы.

В соответствии со вторым законом термодинамики преобразование энергии из одной формы в другую должно проходить качественно с наименьшими энергетическими потерями.

Реактивный двигатель служит для создания движущей силы в результате истечения из него струи рабочего тела (вещества), обладающего кинетической энергией. В камере сгорания двигателя за счет процесса горения топлива происходит преобразование химической энергии в теплоту, которая переходит в сопловом аппарате в кинетическую энергию газа.

В зависимости от типа применяемых твердых топлив рабочее вещество (тело) может быть либо гомогенным (однородным), обладающим одними и теми же свойствами, либо гетерогенным, состоящим из нескольких разнородных частей или веществ в различных агрегатных состояниях. Гомогенные части гетерогенной системы, отделенные от остальной ее части поверхностями раздела, принято называть фазами.

Внутрикамерные процессы в РДТТ определяются закономерностями горения заряда твердого топлива, особенностями движения продуктов сгорания (в том числе реакционноспособного двухфазного потока) в полости камеры сгорания и при истечении из сопла.

От полноты изучения внутрикамерных процессов в значительной степени зависят точность методов прогнозирования параметров рабочего процесса (скорости горения, давления в камере сгорания и выходном сечении сопла, секунд-

ного массового расхода продуктов сгорания, тяги и др.), а следовательно, энергомассовое совершенство и надежность проектируемых двигателей.

Благодаря усилиям отечественных и иностранных ученых и специалистов к настоящему времени достигнуты большие успехи в области исследования внутрикамерных процессов и взаимосвязанных процессов преобразования энергии в камере сгорания и сопловых аппаратах. Эти успехи были особенно заметны в 1960-е гг. — период бурного развития ракетной техники на ТТ в нашей стране. Результаты фундаментальных исследований внутрикамерных процессов в РДТТ и методы расчета параметров рабочего процесса в камере сгорания для нестационарных и стационарных режимов работы двигателя изложены в известных книгах.

Несмотря на достигнутые в этой области успехи, еще не создана полная теория внутрикамерных процессов, описываемая на основе общего подхода и единой системы уравнений и термогазодинамических процессов, протекающих как в конденсированной, так и в газовой фазах.

К тому же при строгом подходе теория внутрикамерных процессов должна рассматриваться во взаимосвязи с теорией течения продуктов горения в сопловом аппарате.

С математической точки зрения, задача описания газодинамических процессов в камере сгорания и сопловом аппарате представляется как две части единой сопряженной задачи. С физической точки зрения — это единство отражает взаимное влияние указанных процессов друг на друга.

Постановка граничных условий по расходу продуктов горения в минимальном сечении сопловых аппаратов и их приведение к выходному сечению канала заряда ТТ позволяет выделить термогазодинамическую задачу для камер сгорания из общей сопряженной задачи и рассматривать ее как самостоятельную краевую задачу. В каждом конкретном случае краевые условия должны отражать специфику конструкции заряда ТТ, наличие дополнительных газовых полостей в передней и задней частях камеры сгорания, что практически исключает возможность общего подхода к их постановке.

Описание внутрикамерных процессов становится еще более сложным при наличии в камере сгорания двухфазной химически активной среды. Последнее обусловлено применением в РДТТ металлизированных смесевых ТТ.

Как известно, важнейшими требованиями, предъявляемыми к топливам, являются высокая энергетика и стабильность процесса горения в двигателе. Применение в смесевых топливах металлических добавок (в большинстве случаев порошка алюминия) позволило значительно поднять энергетику топлива и во многих случаях повысить устойчивость горения. Однако применение в РДТТ металлизированных топлив приводит к более высокому уровню потерь удельного импульса тяги по сравнению с безметаллическими составами. В этом плане содержание металлических добавок (как правило, алюминия) должно быть оптимальным с точки зрения максимума энергетических характеристик.

При решении задач, связанных с развитием современных энергосистем, требуется учитывать многие особенности функционирования тех или иных подсистем (элементов, узлов), приводящие к разработке новых схемно-конструктивных решений и дальнейшему развитию физико-математических моделей

и методов матмоделирования. К таким особенностям относятся высокая напряженность элементов конструкции энергосистемы, многофазность химически активных газовых потоков, обусловленных применением металлизированных твердых топлив, резко выраженная нестационарность рабочих процессов, сложность форм тепломассоотдающих и тепломассопринимающих элементов конструкций, повышенные требования к полноте и точности расчета параметров рабочего процесса для различных периодов работы энергосистемы.

В главах 1...3 учебника рассмотрены принципы действия реактивных двигателей и основные характеристики РДТТ, конструкционные, теплозащитные и теплоэрозионностойкие материалы и методы расчета массовых и геометрических характеристик.

В главах 4...6 представлены характеристики твердых топлив, зарядов ТТ и методы термодинамического расчета энергетических характеристик топлив и двигателя. Особое внимание уделяется методам расчета энергетических потерь. Единство рабочего процесса предопределяет и единство процесса образования энергетических потерь, непрерывно сопровождающих преобразование рабочего вещества. В этом смысле разделение потерь производится по природе их образования. К внутрикамерным потерям относятся потери, имеющие энергетическую природу и обусловленные недогоранием металла и других компонентов ТТ, а также неадиабатностью процесса, т. е. отводом теплоты в элементы конструкции камеры сгорания двигателя (тепловые потери).

К сопловым потерям относятся в основном потери, имеющие газодинамическую природу. В частности, потери в сопле возникают вследствие:

1) газодинамических потерь, обусловленных потерями на рассеяние (неравномерность, неоднородность и непараллельность расширяющегося потока);

2) особенностей течения продуктов горения: в соплах при наличии системы управления вектором тяги (СУВТ), в двигателях с утопленными в камеру сгорания соплами, в многосопловых блоках (при четырехсопловой конструкции двигателя);

3) отсутствия кристаллизации конденсированных частиц в сопле;

4) химической неравновесности;

5) двухфазных потерь, вызванных скоростным и температурным запаздыванием конденсата при расширении продуктов сгорания в сопле.

Двухфазные потери, составляющие основную долю энергетических потерь удельного импульса тяги, обусловлены в основном скоростным и температурным отставанием частиц оксидов от газообразных продуктов сгорания в двухфазных потоках и неполным сгоранием металла в камере. Двухфазные потери в основном зависят от дисперсности частиц, их концентрации, давления в камере сгорания и т. д. На дисперсность оксидов существенное влияние оказывают эффекты коагуляции, дробления и другие эффекты, происходящие в камере сгорания. Величина двухфазных потерь составляет 35...50% от потерь удельного импульса тяги для крупногабаритных и 70...80% для малогабаритных двигателей.

Главы 7...8 посвящены вопросам ламинарного и турбулентного движения продуктов горения и процессам горения твердых топлив и металлических

частиц в камере сгорания. В частности в этих главах изложены: нестационарная, стационарная, турбулентная и нестабильная модели горения твердых топлив.

В качестве математического метода описания процесса возникновения турбулентного горения заряда твердого топлива в книге используется метод малых колебаний. При этом момент возникновения турбулентного горения (пороговой скорости), обусловленный проникновением турбулентных вихрей в дымопарогазовую зону в соответствии с теоремой Рэлея, предложено фиксировать появлением точки перегиба на профиле скоростей пограничного слоя в газовой зоне горения.

Математическая модель процесса турбулентного горения заряда ТТ построена с учетом многостадийности процесса в газовой и конденсированной фазах.

Приведены способы подавления турбулентного и нестабильного низкочастотного процесса горения.

Процессы теплообмена рассмотрены в главе 10. В частности в этой главе показано, что тепловое состояние конструкции двигателя оказывает значительное влияние на его работоспособность. Оно характеризуется сложным распределением температурных полей в конструктивных элементах различных агрегатов двигателя и учитывает унос массы композиционных материалов. Тепловое состояние конструкции двигателя зависит от условий теплообмена и его видов: лучистого (радиационного), конвективного, кондуктивного. Определение температурных полей и уноса массы материалов производится путем применения различных математических моделей для соответствующего агрегата двигателя и его конструктивного элемента.

Показано, что сложность расчета процессов тепломассообмена в элементах конструкции РДТТ, в том числе газовой полости сопла, обусловлена следующими основными причинами:

- пространственное течение двухфазных реакционноспособных продуктов горения (наличие в них конденсированной фазы);
- наличие больших градиентов давления по газовой полости и взаимодействия скачков уплотнения с пограничным слоем;
- наличие зон отрывного течения и существенных отличий скоростей обтекания различных элементов конструкции;
- наличие различных режимов гетерогенного окисления углеграфитовых материалов и фазовых переходов в композиционных материалах, подверженных пиролизу.

Многофазный поток продуктов сгорания воздействует на элементы поверхности газовой полости двигателя путем:

- силового нагружения внутреннего давления;
- конвективного теплового потока от продуктов сгорания к поверхности газовой полости;
- радиационного (лучистого) теплового потока;
- транспортирования теплоты в стенку осаждающимися конденсированными частицами;
- высокоскоростного соударения конденсированных частиц с поверхностью стенки.

В результате чего происходит как прогрев материала газовой полости и термическая деструкция связующего, так и разрушение материала за счет:

- воздействия химически активных компонентов потока продуктов сгорания;
- действия сил трения и динамического воздействия потока на элементы шероховатости поверхности;
- действия термических и усадочных напряжений в процессе нагрева материала, а также перепада давлений газа по толщине прококсованного слоя.

Достаточно подробно изложены методы расчета конвективного, радиационного и контактного теплообмена.

В главах 11...14 представлены математические модели движения двухфазных и гомогенных продуктов горения в пространственной, двумерной, одномерной и нульмерной постановке.

Для описания процесса движения гетерогенной химически активной среды с учетом эволюции функций распределения частиц горючего и оксидов металла по размерам, их взаимодействия с потоком газа, изменения химического состава продуктов горения ТТ построена физико-математическая модель, состоящая из системы дифференциальных уравнений в частных производных и дополнительных соотношений. При движении горящих, конденсирующихся или испаряющихся К-частиц линейные скорости изменения размеров частиц существенно зависят от химического состава газового потока (несущей среды).

Сформулированная физико-математическая задача позволяет выявить влияние основных факторов на формирование спектров частиц при их прохождении от поверхности заряда ТТ до выходного сечения соплового блока.

В главах 15, 16 изложены процессы воспламенения ТТ, методы расчета параметров рабочего процесса для периода выхода РДТТ на стационарный режим работы и для квазистационарного периода.

Приведенные математической модели позволяют методами математического моделирования достаточно точно определить уровень и изменение параметров рабочего процесса (давления, температуры, скорости продуктов горения, плотности газа) по времени процесса и по длине камеры сгорания.

Важно, что математические модели расчета параметров рабочего процесса для нестационарного и квазистационарного периодов представлены для различных схемно-конструктивных решений зарядов ТТ и камеры сгорания и в различной постановке — от одномерного с учетом ударно-волновых процессов до нульмерного с учетом дожигания недоокисленных продуктов горения.

В главе 17 достаточно полно представлен анализ критериев устойчивого гашения заряда ТТ в камере сгорания РДТТ.

Системно и достаточно полно в работе изложены такие вопросы, как:

- 1) методы расчета разбросов основных параметров рабочего процесса;
- 2) особенности протекания внутрикамерных процессов во вращающихся РДТТ;
- 3) система управления вектором тяги (органы управления).

Рассказывается о проектировании двигателей методами математического моделирования по комплексному критерию качества. Даётся описание математических моделей для частных критериев качества. Показано, что степень совершенства конструкции энергосистемы и надежность ее работы в значи-

тельной мере зависят от правильности выбора схемно-конструктивных решений по подсистемам (камере сгорания, соплу и др.) и двигателю в целом, а также от выбора марки топлива, конструкционных и теплозащитных материалов для отдельных элементов энергосистем. При этом увеличение надежности двигателя связано прежде всего с повышением запасов прочности и стойкости отдельных элементов конструкции в условиях эксплуатации. Однако создание конструкций, отвечающих таким повышенным требованиям, ведет к дополнительным затратам времени и средств. Кроме того, увеличение запаса прочности ведет к утяжелению конструкции. Только комплексный анализ отмеченных факторов при оптимизации проектных параметров по принятому критерию качества позволяет определить в каждом конкретном случае рациональный выбор схемно-конструктивных решений и значений отдельных параметров с учетом технических требований на проектирование. Изложены математические модели и методы расчета газодинамических параметров для динамо-реактивных систем на ТТ и ракетно-прямоточных воздушно-реактивных двигателей. Следует отметить, что РПВРД в ряде случаев по энергетическим, летно-тактическим и регулировочным (по модулю тяги) параметрам могут превосходить ракетные двигатели (РДТТ и ЖРД) в составе летательного аппарата, поэтому их рассмотрение является весьма актуальным.

В главах 18...24 приводятся способы повышения работоспособности композиционных материалов и элементов из них в сопловых аппаратах двигателей.

Основное внимание в учебнике уделено фундаментальным вопросам теории рабочих процессов, автор стремился к созданию более строгих физико-математических моделей процессов и явлений, ориентированных на использование современных вычислительных средств (компьютерной техники). Вместе с тем при рассмотрении ряда вопросов вычисления сводятся к аналитическим решениям, получению простых расчетных формул. Такой подход позволяет сократить объем вычислений на несколько порядков и сделать их результаты обозримыми.

Последовательность изложения материала выбрана из соображений лучшего понимания и усвоения студентами. Так, например, построению математической модели того или иного процесса предшествует описание физической сущности рассматриваемого явления или процесса, принятых допущений и их обоснование.

# 1

# ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

ГЛАВА

## 1.1. КЛАССИФИКАЦИЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Реактивный двигатель, или двигатель прямой реакции, — это устройство, движущая сила которого создается в результате истечения из него струи вещества (рабочего тела), обладающей кинетической энергией.

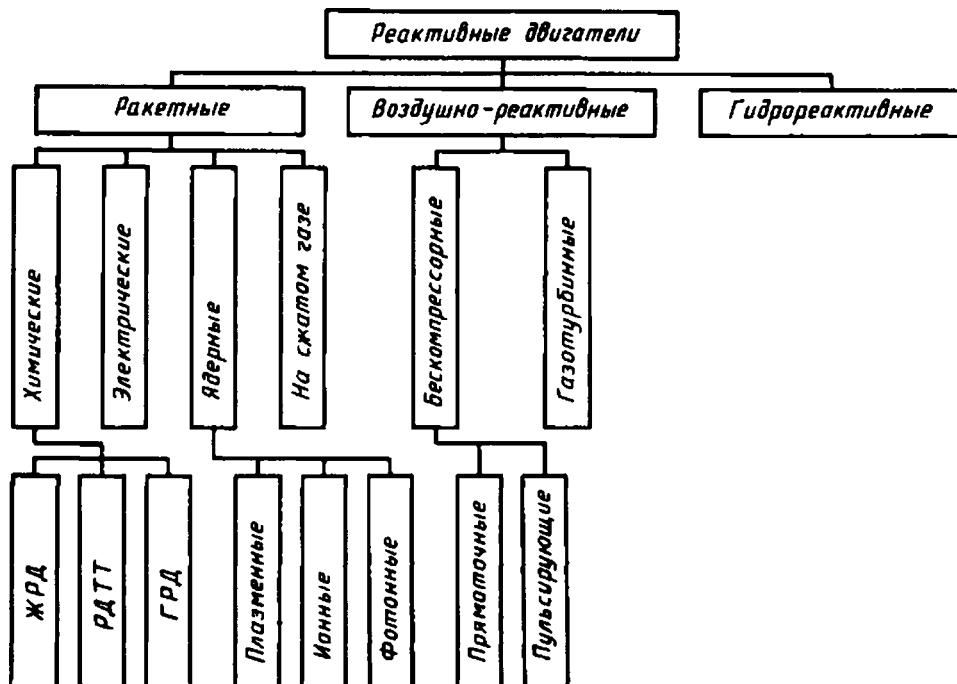


Рис. 1.1  
Классификация ракетных двигателей

Возникающая при движении сила называется реактивной силой, или тягой, и направлена противоположно направлению истечения рабочего тела.

В отличие от двигателей других типов в реактивных двигателях отсутствует специальное устройство — движитель (типа колеса, гусеницы, винта и т. д.), движителем является сам реактивный двигатель. Различают два основных класса реактивных двигателей: ракетные двигатели (РД) и воздушно-реактивные двигатели (ВРД) (рис. 1.1). ВРД используются главным образом в авиации, РД — в ракетной технике и космонавтике.

## 1.2. ИСТОЧНИКИ ЭНЕРГИИ ДЛЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

По виду источника энергии различают химические (ХРД), пневматические, электрические (ЭРД), ядерные (ЯРД), лазерные, солнечные ракетные двигатели. По исходному состоянию рабочего тела ракетные двигатели делятся на газовые, жидкостные (ЖРД), твердотопливные (РДТТ), гибридные (ГРД). Современный уровень развития РД определяют ЖРД и РДТТ. Наряду с ними изредка применяются РД промежуточного типа — гибридные. Эти три типа РД относятся к химическим. Одним из характерных признаков химических ракетных топлив является различное исходное агрегатное состояние компонентов топлива. Классификация по этому признаку приведена на рисунке 1.2.

Ядерный ракетный двигатель, работающий на ядерном ракетном топливе, обладает высоким удельным импульсом тяги, недостижимым для химических ракетных двигателей. Это объясняется возможностью выбора в качестве рабочего

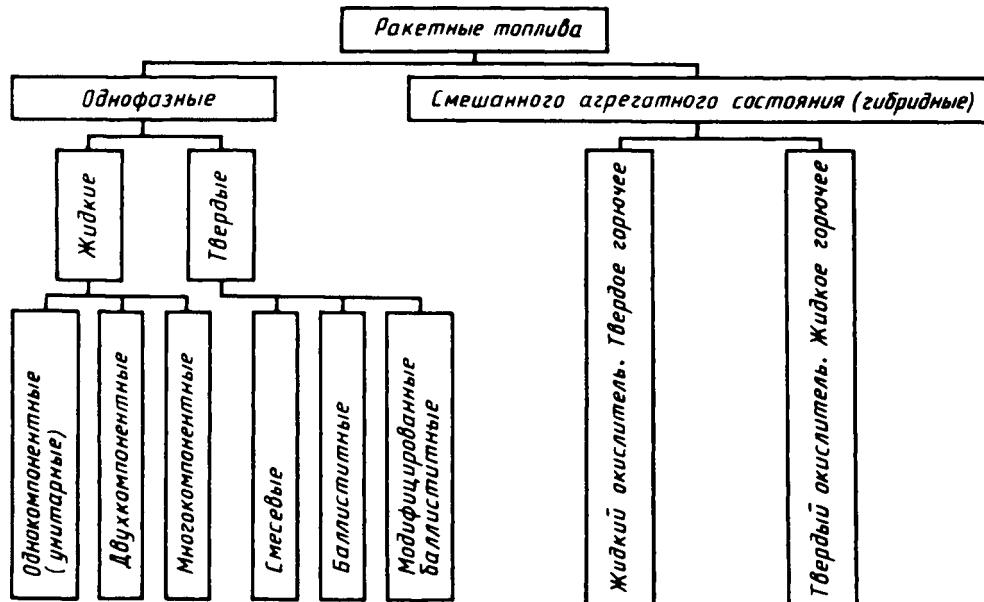


Рис. 1.2  
Классификация химических ракетных топлив

тела низкомолекулярных веществ (прежде всего жидкого водорода) и высокой энергией ядерных реакций. Наиболее эффективным рабочим веществом для ЯРД является водород, теплоемкость которого в девять раз выше, чем теплоемкость паров воды, образующихся в результате сгорания самого эффективного химического топлива кислород — водород. При поддержании в камере ядерного ракетного двигателя температуры рабочего вещества (водорода) на том же уровне, что и в ракетном двигателе на химических топливах, можно получить удельный импульс примерно в два раза больше, чем в ракетном двигателе на химическом топливе. Сложность реализации такой схемы ядерного двигателя в настоящее время состоит в отыскании технических принципов нагревания рабочего вещества и преобразования ядерной энергии в кинетическую энергию газа. Температура нагрева рабочего вещества, максимально допустимая для конструкции ядерного двигателя, является основным ограничивающим фактором увеличения скорости истечения реактивной струи, так как нужны конструкционные и теплозащитные материалы, работоспособные в условиях достаточно высоких температур. Снижение же температуры рабочего вещества автоматически ведет к понижению скорости истечения реактивной струи и, следовательно, удельного импульса, значение которого приближается к значению удельного импульса ракетных двигателей на химических топливах. При ядерной реакции непосредственно в самом нагреваемом газе возникает проблема отделения рабочего вещества от носителя ядерной энергии. Все это оказывает решающее влияние на выбор принципиальной схемы двигателя и, в частности, принципов увеличения скорости отбрасываемой массы.

В электрическом ракетном двигателе ускорение рабочего вещества осуществляется в электростатическом или электромагнитном поле; при этом для ускорения заряженных частиц необходима достаточно мощная энергоустановка. Для работы электрических двигателей требуется источник ядерной энергии, преобразующейся в электрическую прямым путем. От рабочего вещества здесь требуется не максимальная теплоемкость, а наибольшая склонность к ионизации. Такими свойствами обладают щелочные металлы, например цезий, литий или рубидий. Нагревание рабочего вещества необходимо лишь для придания ему требуемых свойств взаимодействия с электростатическими и электромагнитными полями. Разрабатываются два типа электрических двигателей — плазменный и ионный. Плазменный двигатель позволяет получить удельный импульс на порядок выше, чем в ракетных двигателях на химическом топливе.

Принцип действия плазменного двигателя основан на разогреве до полной ионизации рабочего вещества, поступающего из плазмогенератора в ускоритель, где создано два поля — электростатическое и электромагнитное. Под влиянием радиального электростатического поля, создаваемого коаксиальными электродами, в конечном счете создается направленный осевой поток, приводящий к возникновению тяги. Тяга плазменного двигателя значительно меньше суммарной массы (собственно массы двигателя и массы энергетической установки) и является малой величиной, поэтому этот двигатель является двигателем малой тяги и может использоваться в условиях достаточно глубокого вакуума. В частности, он может использоваться в космическом пространстве как разгонное устройство длительного действия.

Ионный, или электростатический, ракетный двигатель по сравнению с плазменным имеет иной принцип ускорения частиц. После газификации и ионизации жидкого цезия ионизированный газ, проходя через пористую вольфрамовую стенку, теряет свободные электроны, а положительно заряженные ионы попадают в ускоритель, где под действием электрического поля происходит их ускорение, и таким образом создается тяга. Ионный и плазменный ракетные двигатели имеют примерно одинаковые значения удельных импульсов и тяги и могут использоваться для дальних космических перелетов (могут достигать второй и третьей космических скоростей) и в качестве вспомогательных двигателей.

### 1.3. ХИМИЧЕСКИЕ РАКЕТНЫЕ ТОПЛИВА

Ракетные двигатели, работающие на химических топливах, являются в настоящее время наиболее распространенными.

Химические ракетные топлива в результате химических реакций окисления (горения), разложения или рекомбинации образуют высокотемпературное рабочее тело, создающее реактивную тягу при истечении его из РД.

Горение (окисление) является основным и наиболее распространенным способом получения теплоты. Для протекания реакции горения необходимо участие как горючих, так и окислительных элементов, находящихся в составе одного или нескольких веществ, образующих топливо.

Теплота выделяется в результате экзотермического разложения некоторых индивидуальных веществ, а также смеси и растворов веществ; например, теплота выделяется при экзотермическом разложении перекиси водорода. Однако по эффективности выделения теплоты экзотермическое разложение веществ не может конкурировать с горением.

Тепловой эффект в результате рекомбинации (воссоединения) атомов или радикалов, которые обладают свободной валентностью, может достигать больших значений. Так, при переходе атомарного водорода в молекулярный в результате реакции рекомбинации происходит выделение теплоты на порядок больше, чем при любых известных реакциях горения. Однако до настоящего времени не найдены способы получения и сохранения как водорода в атомарном состоянии, так и других свободных атомов и радикалов; по этой причине не созданы и топлива на их основе.

Твердое топливо или компонент в твердом состоянии, как правило, размещаются в виде заряда непосредственно в камере сгорания двигателя, жидкие компоненты хранятся в специальных баках.

Однокомпонентное топливо может представлять собой индивидуальное вещество либо раствор различных веществ, либо однородную смесь, выделяющую при определенных условиях теплоту в результате химических реакций разложения или окисления; при этом все необходимые для окисления элементы находятся в самом однокомпонентном топливе.

Жидкие универсальные топлива используются в основном для вспомогательных двигателей малых тяг, предназначенных для ориентации и стабилизации ЛА, а также для привода турбин турбонасосных агрегатов.

Топлива раздельной подачи (двухкомпонентное жидкое топливо) состоит из двух компонентов: окислителя и горючего, раздельно хранящихся и раздельно подаваемых в двигатель.

Двухкомпонентные жидкие топлива делятся на самовоспламеняющиеся и несамовоспламеняющиеся. К самовоспламеняющимся топливам относят такие топлива, воспламенение которых происходит при контакте окислителя и горючего в условиях камеры сгорания при запуске двигателя. Для зажигания при запуске двигателя несамовоспламеняющихся топлив требуются воспламенительные устройства.

Двухкомпонентные топлива являются основными жидкими ракетными топливами.

Твердые ракетные топлива являются унитарными, так как в своей массе содержат все вещества, необходимые для протекания химических реакций. Основой твердых топлив могут быть как вещества, способные к экзотермической реакции разложения, так и смеси горючих и окислительных элементов. Твердое топливо в виде заряда той или иной формы полностью размещается в камере сгорания двигателя.

Компоненты твердо-жидкого топлива находятся в различных агрегатных состояниях. Твердый компонент в виде заряда определенной формы размещается в камере сгорания, а жидкий — в специальной емкости (баке), откуда он транспортируется тем или иным способом в камеру сгорания, где происходит процесс окисления (горения), сопровождающийся выделением теплоты.

#### **1.4. ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЕ ЦИКЛЫ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ И РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

Реактивные двигатели могут быть разделены на две основные группы:

1) воздушно-реактивные двигатели (ВРД) — бескомпрессорные и компрессорные;

2) ракетные двигатели (РД) — жидкостные и ракетные двигатели на твердом топливе.

Основные типы реактивных и ракетных двигателей нашли широкое применение в технике космического, военного и авиационного назначения. Воздушно-реактивные двигатели, в которых в качестве рабочего вещества и окислителя используется воздух, захватываемый из окружающей среды, расходуют на каждую единицу тяги значительно меньше горючего, чем ракетные двигатели. В отличие от ракетных двигателей, работа которых не зависит от окружающей среды, воздушно-реактивные двигатели могут функционировать только в пределах земной атмосферы. Турбореактивные двигатели (ТРД) могут эффективно использоваться при скоростях полета  $M \leq 3$ , так как при  $M > 3$  температура газов, поступающих из компрессора, становится высокой, а возможный подогрев газов в камерах сгорания незначителен. Для увеличения области применения ТРД снабжаются форсажными камерами, в которых происходит дожигание горючего в газах, прошедших через турбину. При скорости ЛА  $M \geq 3$  дав-

Конец ознакомительного фрагмента.  
Приобрести книгу можно  
в интернет-магазине  
«Электронный универс»  
[e-Univers.ru](http://e-Univers.ru)